

Titre: Analyse et design aérodynamique haute-fidélité de l'intégration
Title: moteur sur un avion BWB

Auteur: Mojtaba Mirzaei Amirabad
Author:

Date: 2015

Type: Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

Référence: Mirzaei Amirabad, M. (2015). Analyse et design aérodynamique haute-fidélité de
Citation: l'intégration moteur sur un avion BWB [Mémoire de maîtrise, École Polytechnique
de Montréal]. PolyPublie. <https://publications.polymtl.ca/1780/>

 **Document en libre accès dans PolyPublie**
Open Access document in PolyPublie

URL de PolyPublie: <https://publications.polymtl.ca/1780/>
PolyPublie URL:

**Directeurs de
recherche:** Jean-Yves Trépanier
Advisors:

Programme: Génie mécanique
Program:

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ANALYSE ET DESIGN AÉRODYNAMIQUE HAUTE-FIDÉLITÉ DE L'INTÉGRATION
MOTEUR SUR UN AVION BWB

MOJTABA MIRZAEI AMIRABAD
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES
(GÉNIE MÉCANIQUE)
AOÛT 2015

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

ANALYSE ET DESIGN AÉRODYNAMIQUE HAUTE-FIDÉLITÉ DE L'INTÉGRATION
MOTEUR SUR UN AVION BWB

présenté par : MIRZAEI AMIRABAD Mojtaba

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès sciences appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. VO Huu Duc, Ph. D., président

M. TRÉPANIÉ Jean-Yves, Ph. D., membre et directeur de recherche

M. BOCHUD Pascal, M.Sc., membre

DÉDICACE

À ma femme et mes parents...

REMERCIEMENTS

Je tiens tout d’abord à remercier mon directeur de recherche, le professeur Jean-Yves Trépanier, de m’avoir accepté au sein de la Chaire IDEA et du soutien qu’il m’a apporté. Je le remercie pour ses conseils, ses aides et sa patience qu’il m’a prodigués pendant le projet.

Je remercie également Eddy Petro, associé de recherche, pour toutes les aides et les suggestions apportées lors de l’élaboration de ce projet, notamment dans les parties du maillage et des calculs numériques.

Je souhaite remercier Clément Legros et Guillaume Pernaumat pour la révision de ce mémoire et aussi Soheil Namvar et Mostafa Najafi pour tous ses conseils. Je tiens également à remercier tous mes collègues de la Chaire de recherche *IDEA*, Benoit Malouin, Matteo Portinari, Sami Ammar, Quentin Lux pour leurs aides et humeurs.

Je remercie la Fondation J.A Bombardier et le CRSNG pour le financement apporté à la Chaire *IDEA*.

Enfin, je tiens à remercier ma femme, Mina, et mes parents qui m’ont encouragé et m’ont épaulé tout au long du projet.

RÉSUMÉ

Le *BWB* (*Blended Wing Body*) est un type d'avion à fuselage intégré basé sur le concept d'aile volante. Ce type d'avion offre des avantages au niveau économique et environnemental avec une réduction de la consommation de kérosène obtenue en améliorant la performance aérodynamique. Dans le cadre de ce projet, l'avion initial provient d'un design conceptuel. Il est donc nécessaire d'améliorer la performance aérodynamique grâce à l'optimisation du corps principal du BWB. Dans ce contexte, nous désirons utiliser les méthodes de haute-fidélité, ce qui est peu fréquent dans la littérature. Ce projet développe une méthode d'optimisation automatique afin de réduire la traînée sur le corps principal. On réalise l'optimisation en deux étapes principales : avant et après l'intégration moteur. Notre objectif est de réduire la traînée en prenant en compte plusieurs contraintes réalistes dans une optimisation à haute-fidélité.

Le logiciel commercial *Isight* est choisi comme optimiseur et celui-ci appelle le logiciel *MATLAB* pour commencer le processus d'optimisation. La génération de la géométrie est réalisée à l'aide du logiciel *ANSYS-DesignModeler*. Pendant l'optimisation, on maille la géométrie de manière non-structuré à l'aide d'*ANSYS-Mesh* et les calculs CFD sont faits à l'aide de *ANSYS-Fluent*. Le tout est fait dans l'environnement d'*ANSYS-Workbench* qui est appelé par *MATLAB*. La méthode haute-fidélité est utilisée pendant l'optimisation en résolvant les équations de *Navier-Stokes*. Dans chaque étape d'optimisation, en vue de vérifier les résultats, nous avons réalisé, grâce au logiciel *ICEM*, un remaillage de l'avion plus fin que le maillage utilisé dans l'optimisation et de manière structuré.

La première étape comprend une optimisation 3D sur la surface du corps principal avant d'ajouter le moteur. En utilisant le cas optimisé comme donnée d'entrée, on passe à la deuxième optimisation en ajoutant la nacelle. D'abord, cette étude a permis d'obtenir une réduction convenable du coefficient de traînée du BWB sans nacelle. Ensuite, en ajoutant la nacelle, on peut également réduire la traînée en réalisant une optimisation du corps principal localement. Enfin, la séparation d'écoulement créée dans la zone corps-nacelle a été supprimée.

ABSTRACT

BWB (Blended Wing Body) is an innovative type of aircraft based on the flying wing concept. In this configuration, the wing and the fuselage are blended together smoothly. BWB offers economical and environmental advantages by reducing fuel consumption through improving aerodynamic performance. In this project, the goal is to improve the aerodynamic performance by optimizing the main body of BWB that comes from conceptual design. The high fidelity methods applied in this project have been less frequently addressed in the literature. This research develops an automatic optimization procedure in order to reduce the drag force on the main body. The optimization is carried out in two main stages: before and after engine installation. Our objective is to minimize the drag by taking into account several constraints in high fidelity optimization.

The commercial software, *Isight* is chosen as an optimizer in which *MATLAB* software is called to start the optimization process. Geometry is generated using *ANSYS-DesignModeler*, unstructured mesh is created by *ANSYS-Mesh* and CFD calculations are done with the help of *ANSYS-Fluent*. All of these software are coupled together in *ANSYS-Workbench* environment which is called by *MATLAB*. The high fidelity methods are used during optimization by solving *Navier-Stokes* equations. For verifying the results, a finer structured mesh is created by *ICEM* software to be used in each stage of optimization.

The first stage includes a 3D optimization on the surface of the main body, before adding the engine. The optimized case is then used as an input for the second stage in which the nacelle is added. It could be concluded that this study leads us to obtain appropriate reduction in drag coefficient for BWB without nacelle. In the second stage (adding the nacelle) a drag minimization is also achieved by performing a local optimization. Furthermore, the flow separation, created in the main body-nacelle zone, is reduced.

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE	iii
REMERCIEMENTS	iv
RÉSUMÉ	v
ABSTRACT	vi
TABLE DES MATIÈRES	vii
LISTE DES TABLEAUX	ix
LISTE DES FIGURES	x
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS	xiii
LISTE DES ANNEXES	xiv
CHAPITRE 1 INTRODUCTION	1
1.1 Historique de l'aile volante	1
1.2 Étude récente sur la configuration BWB pour les avion commerciaux	3
1.3 Étude de BWB au sein de la Chaire IDEA	4
1.4 Étude d'intégration moteur sur le BWB	6
1.4.1 Aérodynamique d'une installation classique	8
1.4.2 Critique	14
1.5 Objectifs	14
1.6 Démarche	15
CHAPITRE 2 Méthodologie globale et Optimisation	16
2.1 Méthodologie globale	16
2.1.1 Optimisation du corps du <i>BWB</i>	16
2.1.2 Le processus de design	18
2.2 Optimisation	18
2.2.1 Définition de l'objectif	18
2.2.2 Définition des contraintes géométrique	20
2.2.3 Définition des variables	21

2.2.4	Processus d'optimisation	21
CHAPITRE 3	Validation de la méthodologie	26
3.1	Présentation de l'objectif, de la contrainte, des variables et du processus d'optimisation	26
3.2	Modèle <i>CFD</i>	27
3.3	Résultats	27
CHAPITRE 4	Méthodologie <i>CFD</i> pour le BWB	31
4.1	Analyse <i>CFD</i>	31
4.1.1	Génération de la géométrie	31
4.1.2	Maillage	32
4.1.3	Calcul <i>CFD</i>	33
CHAPITRE 5	Résultats	36
5.1	Résultats de l'optimisation 2D	36
5.2	Résultats de l'optimisation 3D du BWB sans moteur	42
5.3	Intégration moteur	45
5.3.1	Choix de la position du moteur	46
5.4	Aérodynamique de l'installation initiale	47
5.4.1	Optimisation locale du corps principal dans la zone corps-nacelle . . .	49
CHAPITRE 6	CONCLUSION	55
6.1	Synthèse des travaux	55
6.2	Limitations de la solution proposée	55
6.3	Améliorations futures	55
RÉFÉRENCES	57
ANNEXES	61

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 2.1	Profils choisis	17
Tableau 3.1	Comparaison des coefficients C_D	29
Tableau 3.2	Valeur de C_L obtenu et non tolérance	30
Tableau 4.1	Statistiques du maillage choisi pour l'optimisation	32
Tableau 4.2	Statistiques du maillage choisi pour l'analyse CFD	33
Tableau 4.3	Propriétés du gaz	35
Tableau 4.4	Conditions Limites	35
Tableau 4.5	Discrétisation spatiale	35
Tableau 5.1	Angles d'attaque optimisés	36
Tableau 5.2	Plage de C_L	37
Tableau 5.3	Coefficients aérodynamiques en optimisation 2D	37
Tableau 5.4	Coefficients aérodynamiques en optimisation 3D sans moteur	43
Tableau 5.5	Ratio L/D	45
Tableau 5.6	Coefficient de traînée avant et après l'installation de la nacelle	48
Tableau 5.7	Coefficients aérodynamiques de l'avion seul avant et après l'installation moteur	48
Tableau 5.8	Coefficients aérodynamiques avant et après l'optimisation locale dans la zone corps-nacelle	53
Tableau 5.9	Coefficients aérodynamiques avant et après l'optimisation locale dans la zone corps-nacelle	53
Tableau 5.10	Coefficient de traînée d'interférence avant et après l'optimisation locale	53
Tableau B.1	Coordonnées des points de contrôle optimisés pour le NACA0012	62
Tableau B.2	Coordonnées des points de contrôle optimisés en 2D	62
Tableau B.3	Coordonnées des points de contrôle optimisés en 3D sans moteur pour l'emplanture	63
Tableau B.4	Coordonnées des points de contrôle optimisés en 3D sans moteur pour la brisure	63
Tableau B.5	Coordonnées des points de contrôle optimisés en 3D avec moteur dans la zone corps-nacelle	63
Tableau C.1	Coefficients aérodynamiques pour quatre positions choisies de la nacelle	64
Tableau E.1	Paramètres de la méthode de <i>Richardson</i>	74
Tableau E.2	Résultats de la méthode de <i>Richardson</i>	74

LISTE DES FIGURES

Figure 1.1	La famille de Horten : a) Ho I, b) Ho III	2
Figure 1.2	Ho229	2
Figure 1.3	B2	2
Figure 1.4	Le modèle CAD initial du BWB [27]	4
Figure 1.5	Modèle initial de BWB développé par <i>Martin Weil Brenner</i> [54] . . .	5
Figure 1.6	Description simplifié de la forme en plan [54]	5
Figure 1.7	Différentes intégrations possibles pour un avion de type BWB : a) Classique, b) <i>BLI (Boundary Layer Ingestion)</i>	7
Figure 1.8	Tuyère convergence-divergence entre la nacelle et le corps central . . .	8
Figure 1.9	Variables géométriques d'étude de la position du moteur : a) Distance de la corde , b) Distance verticale, c) Distance de l'envergure [14] . .	10
Figure 1.10	Configurations de modèle : a) Position sur l'aile , b) Positon sous l'aile et à l'arrière du fuselage [14]	11
Figure 1.11	Paramètres d'analyse [6]	13
Figure 2.1	Génération du modèle numérique [54] : a) Génération la forme en plane b) Ajout des 3 profil principaux c) Interpolation d) Génération la sur- face 3D	17
Figure 2.2	Le processus de design	19
Figure 2.3	Schéma de cabine[11]	20
Figure 2.4	Surface réservée pour la masse du carburant	20
Figure 2.5	Création le nouveau profil : a) $\Delta y_{Bézier}$ b) Profils avant et après le changement	22
Figure 2.6	Processus d'optimisation	23
Figure 2.7	Processus d'optimisation 2D	24
Figure 2.8	Processus d'optimisation 3D	25
Figure 3.1	Maillage de NACA0012 (<i>nombre d'élément</i> = 53,760)	27
Figure 3.2	C_D vs. Itération : a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation	28
Figure 3.3	Profil NACA0012 avant et après l'optimisation	28
Figure 3.4	Courbe de $\Delta Y_{Bézier}$	29
Figure 3.5	Contour de Mach : a) NACA0012 b) Optimisé	29
Figure 3.6	Coefficient de pression	30
Figure 4.1	Dimension du domaine	31

Figure 4.2	Maillage utilisé pour l'optimisation : a) Aperçu du maillage b) Qualité des éléments	32
Figure 4.3	Aperçu du Maillage <i>M2</i>	33
Figure 4.4	Histogramme du maillage : a) Qualité b) Changement de volume c) Angle	34
Figure 5.1	C_D vs. <i>Itération en 2D(Emplanture)</i> : a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation	37
Figure 5.2	Profil de l'emplanture, avant et après optimisation	38
Figure 5.3	Contour de Mach de l'emplanture : a) EH2012 b) Optimisé	39
Figure 5.4	C_P , avant et après l'optimisation	39
Figure 5.5	L/D vs. <i>Itération en 2D(Brisure)</i> : a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation	40
Figure 5.6	L/D vs. <i>Itération en 2D(Bout)</i> : a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation	40
Figure 5.7	Profil de la brisure, avant et après optimisation	41
Figure 5.8	Profil de l'extrémité, avant et après optimisation	41
Figure 5.9	Contour de Mach de la brisure : a) RAE2822 b) Optimisé	41
Figure 5.10	Contour de Mach de l'extrémité : a) RAE2822 b) Optimisé	42
Figure 5.11	C_p : a) Brisure b) Extrémité	42
Figure 5.12	L/D vs. <i>Itération en 3Dsans moteur (Emplanture)</i> : a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation	44
Figure 5.13	L/D vs. <i>Itération en 3D sans moteur (Brisure)</i> : a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation	44
Figure 5.14	Isosurface de Mach : a) Initial($Ma = 1.1$) b) Optimisé($Ma = 1.1$) & c)Initial($Ma = 1.2$) d)Optimisé($Ma = 1.2$)	45
Figure 5.15	C_P : a) Emplanture b) Brisure c) Extrémité	46
Figure 5.16	Possibilités de la position moteur	47
Figure 5.17	Position choisie pour la nacelle : a) Vue xy b) Vue xz	48
Figure 5.18	Contour du Mach dans la zone corps-nacelle	49
Figure 5.19	Séparation néfaste dans la zone corps-nacelle	49
Figure 5.20	Profils choisis pour l'optimisation locale	50
Figure 5.21	Les coordonnées verticales des points de contrôle	50
Figure 5.22	L/D vs. <i>itération pour l'optimisation locale 3D dans la zone corps – nacelle</i> : a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation	51
Figure 5.23	Profils optimisés dans la zone corps-nacelle : a) 6 ^{ème} b) 7 ^{ème} c) 8 ^{ème}	52
Figure 5.24	Contour de Mach : a) avant l'optimisation b) après l'optimisation	53

Figure 5.25	C_P des profils locaux : a) 6 ^{ème} b) 7 ^{ème} c) 8 ^{ème}	54
Figure A.1	Convergence des résidus	61
Figure A.2	Y_+ : a) Corps principal b) Nacelle	61
Figure C.1	Contour de Mach : a) P_1 b) P_2 c) P_3 d) P_4	64
Figure C.2	Contour de Mach sur le plan symétrie : a) P_1 b) P_2 c) P_3 d) P_4	65
Figure D.1	Courbe de <i>Bézier</i> avec son polygone de contrôle [43]	66
Figure D.2	Fonctions de base <i>Bézier/Bernstein</i> : a) n=2, b) n=3, c) n=4, d) n=5 [43]	67
Figure D.3	Polygones de <i>Bézier</i> - Degré = 3 pour les positions différentes des points de contrôle	68
Figure D.4	Polygones de <i>Bézier</i> pour les degrés différents : a) Degré 2, b) Degré 3, c) Degré 4, d) Degré 5	68
Figure E.1	Convergence du maillage	74

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

BWB	Blended Wing Body
CFD	Computational Fluid Dynamic
2D	Two Dimensional
3D	Three Dimensional
IDEA	Intégration du Design pour l'Efficacité des Avions
A380	Airbus 380
B747	Boeing 747
L	Portance(Lift)
D	Traînée(Drag)
L/D	Portance/Traînée
CAD	Computer-aided design
RANS	Reynolds-averaged Navier–Stokes
MOB	Multidisciplinary Design and Optimization for Blended Wing Body
NURBS	Non-uniform rational B-spline
CEASIOM	Computerised Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Methods
BLI	Boundary Layer Ingestion
AFC	Active Flow Control
DLR	German Aerospace Center
Ma	Numéro de Mach
C_L	Coefficient de portance
C_D	Coefficient de traînée
C_P	Coefficient de pression
C	Corde
GCI	Grid Convergence Index
ext	extrapolé
CFL	Nombre de Courant
AOA	Angle d'Attaque

LISTE DES ANNEXES

Annexe A	Graphes de la convergence et du Y_+	61
Annexe B	Coordonnées des points de contrôle	62
Annexe C	Choix de la position de la nacelle	64
Annexe D	Méthode Bézier	66
Annexe E	Étude de convergence de maillage	72
Annexe F	Méthode de Décomposition du Farfield	75

CHAPITRE 1 INTRODUCTION

La configuration d'avion BWB (*Blended Wing Body*) représente une famille d'avions innovants qui s'inspire d'un concept d'aile volante. Il s'agit d'un avion qui possède un corps central et une aile qui s'intègrent doucement, dans le sens où le fuselage et l'aile sont fusionnés [42]. Ceci contraste avec les avions conventionnels qui possèdent un fuselage cylindrique et une aile séparée. La configuration BWB permet de réduire la surface mouillée et a pour conséquence une moindre traînée. Les industries aéronautiques et les chercheurs se sont intéressés au concept de BWB depuis plusieurs années. Dans les sections suivantes, nous présenterons une revue de littérature organisée comme suit : tout d'abord, nous ferons un bref rappel des études historique sur le BWB et par la suite, les études récentes sur cette configuration sont présentées, incluant celles qui ont été réalisées au sein de la Chaire *IDEA*. Pour terminer, on présentera les études d'intégration-moteur réalisée sur le BWB, ce qui nous conduira à formuler les objectifs pour le travail présent.

1.1 Historique de l'aile volante

En 1917, pendant la Première Guerre Mondiale, *William Bushnell Stout* a développé le premier concept d'aile volante avec le *Stout Batwing* en souhaitant améliorer la performance en éliminant le fuselage [51]. Par la suite, les frères Horten ont revisité le concept. Leurs modèles initiaux ne présentaient aucun élément vertical et avaient une flèche élevée. En 1933, les Horten I et Horten III (Figure 1.1), ont été créés en tant que premiers planeurs. Les premiers essais n'avaient pas réussi à voler, mais après beaucoup de tests et d'études sur le concept d'aile volante, l'un des prototypes a réussi à voler à 7000 mètres d'altitude [33]. Celui-ci a été une inspiration pour les bombardiers dans le domaine militaire(Figure 1.2).

Lockheed, vers 1940, a repris le développement du concept d'aile volante en faisant des tests expérimentaux pour recueillir des données de performance. Les séries de Northrop ont été construites et testées, et après les améliorations nécessaires, le Northrop YB-35 (premier prototype d'aile volante bombardier) a été réalisé pour l'US Air force en 1947 [7]. Ces travaux, qui étaient surtout de nature militaire, ont inspiré quelques années plus tard le célèbre modèle Northrop B-2(Figure 1.3).



(a)



(b)

Figure 1.1 La famille de Horten : a) Ho I, b) Ho III



Figure 1.2 Ho229



Figure 1.3 B2

1.2 Étude récente sur la configuration BWB pour les avion commerciaux

Dans les années 1990, le centre de recherche de la *NASA* ainsi que *Mcdonnel Douglas Corporation*, en collaboration avec des universités américaines ont réalisé l'étude la plus complète sur le concept de BWB pour le transport commercial [30, 40]. Leur modèle initial de BWB transportait 800 passagers avec un Mach $Ma = 0.85$ au point de design et une distance franchissable de 7000 miles nautiques. Comparé aux avions conventionnels, une augmentation de la finesse de 40% et une diminution de la consommation de carburant de 25% ont été obtenus, bien que la marge statique longitudinale négative de 15% rende l'avion instable. Ces études ont montré qu'en raison de l'absence de fuselage, la réduction de surface mouillée entraîne une diminution de traînée [31].

Plus tard, *Leibeck et al.* [40], à l'aide de *Boeing* et de la *NASA*, ont effectué une comparaison entre les avions conventionnels (*A380*, *B747*) et le *BWB-450* d'une capacité de 450 passagers. Certains tests ont été réalisés en soufflerie pour pouvoir les comparer avec des résultats *CFD*. Ils ont obtenu une réduction de 30% de la consommation de carburant par siège [31, 30].

En 2001, *Pambagjo et al.* [38] ont réalisé une étude d'un design inverse d'une petite version de BWB de 200 passagers, à $Ma = 0.8$. Les résultats montrent une valeur de 18.87 pour le ratio $\frac{L}{D}$ en condition de croisière et un design sans choc pour $Ma = 0.8$ [42]. Pourtant, une importante valeur négative du moment de tangage, présente à la condition de design, montre qu'un grand moment d'équilibrage est nécessaire afin d'équilibrer l'avion [38].

En 2004, l'université de *Sheffield* a effectué une étude aérodynamique d'une configuration BWB. Il s'agit d'une partie d'un grand projet de *MOB* (*Multidisciplinary Design and Optimisation for Blended Wing Body*) [34, 49]. Cette étude commence avec une estimation initiale de la traînée et conduira à une optimisation aérodynamique 3D de la surface [42, 27]. La figure 1.4 montre un modèle de *CAD* qui avait été créé par l'université de *Delft* à l'aide d'un générateur paramétrique *ICAD* [27]. Une analyse haute-fidélité *RANS*, a été réalisée en changeant l'angle d'attaque et le nombre de Mach. Il est à noter que dans ce projet, le modèle ne comprenait pas de moteur.

Ils ont également réalisé un design inverse de *twist*, ainsi qu'une optimisation 2D des profils à l'aide de l'optimiseur *RQPMIN* [32]. Par rapport au modèle initial, ils ont obtenu une augmentation de 20% du ratio $\frac{L}{D}$, grâce au design inverse de *twist* et à l'optimisation 2D des

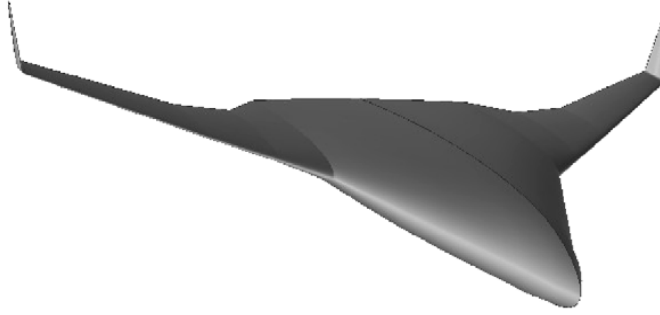


Figure 1.4 Le modèle CAD initial du BWB [27]

profils [42]. Notez que les résultats obtenus en optimisation 2D n'ont pas la même influence lors du passage en 3D. Bien que dans le processus d'optimisation 2D, il a été possible d'obtenir une suppression de la traînée d'onde, en 3D, cette traînée d'onde est encore présente. Il paraît donc nécessaire d'utiliser une optimisation 3D.

L'optimisation aérodynamique 3D pourrait coûter cher en raison du nombre des variables de design et des contraintes. Cependant, une optimisation surfacique 3D a été réalisée à l'aide d'un modèle de BWB donné par le projet de *MOB*, en utilisant le système d'optimisation *CADSOS* de *SAAB Aerospace* [56, 55]. Celui-ci est constitué d'une optimisation de *twist* et de courbure avec la contrainte de moment de tangage, généré par la géométrie de l'avion et d'une optimisation surfacique avec la contrainte de moment d'équilibrage, créé par les stabilisateurs pour équilibrer l'avion [42]. Ainsi, une augmentation de 25% du ratio $\frac{L}{D}$ a été obtenue.

1.3 Étude de BWB au sein de la Chaire IDEA

En 2012, au sein de la chaire *IDEA* à l'École Polytechnique de Montréal, Martin Weil Brenner, un étudiant de maîtrise, avait développé une méthode de conception dans le but d'obtenir une conception initiale de BWB [54]. La forme en plan de l'aile avait été créée en s'inspirant d'une aile d'avion conventionnel, en contrôlant certains paramètres tels que la corde de la section centrale, la flèche de la section de l'aile, et en imposant des tangences. (Figure 1.5)

Par la suite, à l'aide de la méthode de paramétrisation *PARSEC* [50], il avait créé les trois profils principaux des sections d'emplanture, de brisure et d'extrémité de l'aile (Figure 1.6). À l'aide d'interpolation de ces profils, la géométrie 3D a été créée dans le but de l'utiliser dans la suite du projet [54].

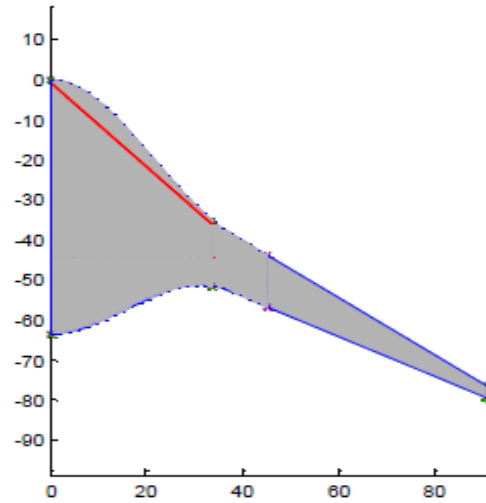


Figure 1.5 Modèle initial de BWB développé par *Martin Weil Brenner* [54]

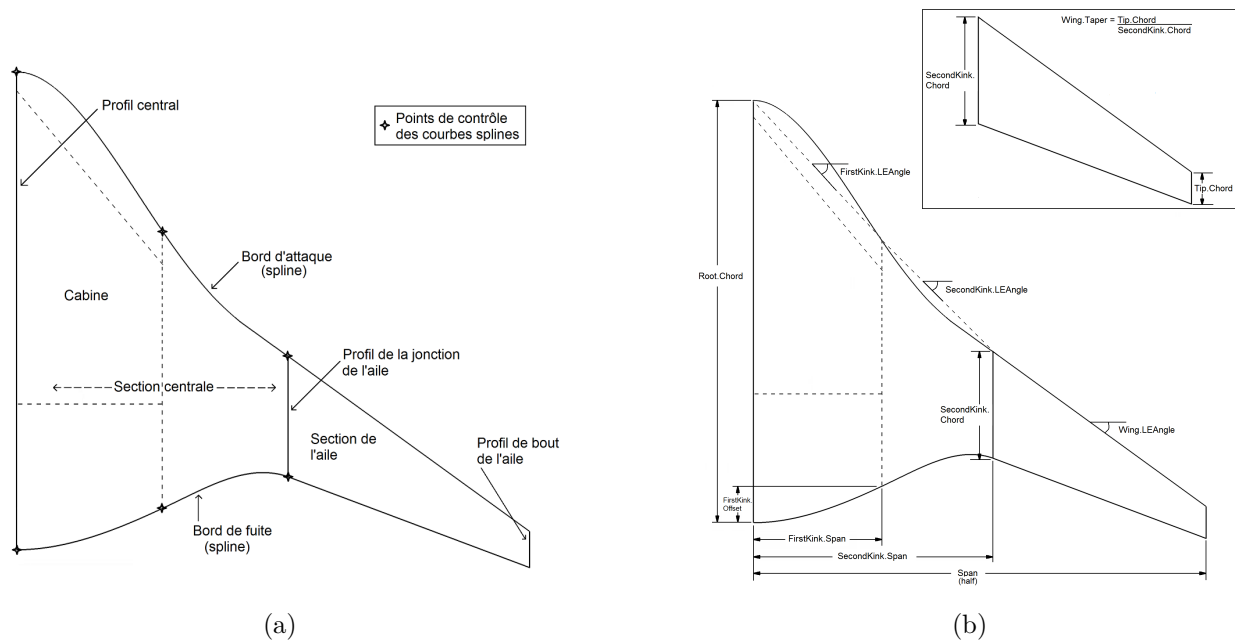


Figure 1.6 Description simplifié de la forme en plan [54]

Weil Brenner a également effectué l'estimation du poids, les calculs aérodynamiques à basse-fidélité et les calculs de performance en utilisant une plateforme de design développée sous *MATLAB*. Ce développement est basé sur des relations semi-empiriques et des méthodes

numériques de basse fidélité. De plus, il avait implémenté une optimisation multidisciplinaire dans l’objectif de comparer les performances du BWB aux avions conventionnels. Enfin, il a effectué une optimisation qui vise à améliorer la stabilité statique. Cependant, l’installation de moteur n’était pas incluse dans ce projet et les méthodes d’analyse aérodynamique utilisées étaient uniquement de basse-fidélité.

Par la suite, un autre étudiant de la chaire *IDEA*, Sami AMMAR, a réalisé une étude sur le design conceptuel d’un avion *Blended Wing Body* à 200 passagers, en utilisant la plateforme *CEASIOM* (*Computerized Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimization Methods*) [41, 9]. *CEASION* est une application de conception conceptuelle. Il a également implémenté une optimisation multidisciplinaire dans le but de maximiser les performances et la stabilité statique de l’avion et de réduire la masse. Grâce à la plateforme *CEASIOM*, la conception d’un avion *A320* a été réalisée comme un modèle initial. Enfin, les résultats obtenus ont été comparés avec ceux de l’*Airbus A320* [1]. Cette étude a aussi été réalisée sans considérer de l’effet des moteurs et la performance aérodynamique a été estimée en basse-fidélité.

1.4 Étude d’intégration moteur sur le BWB

L’installation du moteur est un sujet complexe. On sait que le moteur influence grandement l’aérodynamique de l’avion et cause une augmentation de la traînée. Au niveau des installations de moteurs, pour l’intégration de type pylône-nacelle, la position des moteurs, la hauteur du pylône et la forme de la nacelle et du pylône, sont des éléments essentiels en ce qui concerne le design, l’aérodynamique et la structure. La figure 1.7 montre deux types importants d’intégration moteur proposés pour les avions BWB. L’une d’entre elles est un type classique (a), incluant la nacelle et le pylône, et l’autre (b), sans pylône, est une configuration avec ingestion de couche limite (*BLI*). Notez que dans ces deux cas, le moteur se situe sur l’extrados de l’avion car ceci offre des avantages au niveau du son.

En 2006, *Angélique Plas* [39] a effectué une étude de comparaison entre la configuration classique et *BLI* (*Boundary Layer Ingestion*), en présentant une liste des avantages et des inconvénients. Dans le type classique, dus à la présence de la nacelle et du pylône, les inconvénients sont :

- L’augmentation de la surface mouillée

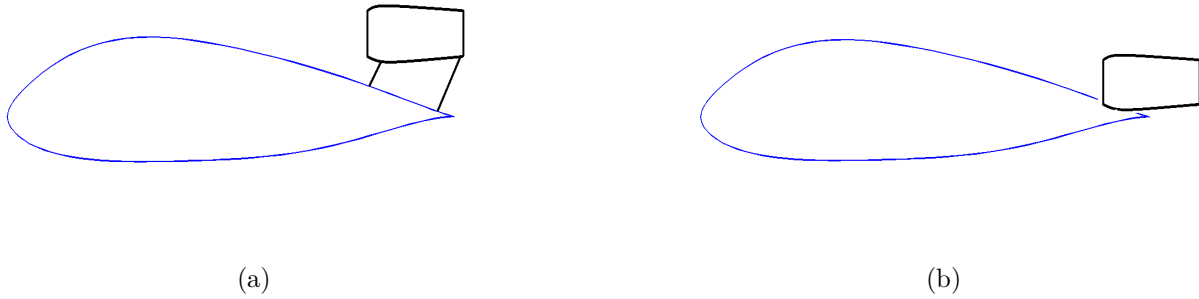


Figure 1.7 Différentes intégrations possibles pour un avion de type BWB : a) Classique, b) *BLI* (*Boundary Layer Ingestion*)

- La masse du pylône
- L'augmentation du moment de tangage en raison de la force de poussée

Les avantages de cette installation incluent :

- Écoulement uniforme à l'entrée de la nacelle
- Nombreuses connaissances pour ce type d'installation plus classique

À la différence du type classique, les inconvénients du type *BLI* sont :

- Écoulement non-uniforme en entrée
- Complexification de l'intégration moteur

Ses avantages incluent une possibilité d'augmenter l'efficacité propulsive, grâce à une chute de la pression de recouvrement en entrée d'aire, une réduction de la surface mouillée, de la masse ainsi qu'une diminution du moment de tangage [47].

Les inconvénients du type *BLI*, notamment la complexification de l'installation et le couplage accru entre l'aérodynamique de l'avion et du moteur, conduisent à renoncer à ce type d'installation. Par conséquent, le type classique sera utilisé dans la présente étude en raison des avantages indiqués ci-dessus et des nombreuses études disponibles dans ce domaine. Ainsi, on examinera certaines études dans le domaine de l'intégration du moteur de type classique.

1.4.1 Aérodynamique d'une installation classique

Avion classique

Au niveau de l'intégration du moteur, la géométrie du fuselage et de la nacelle mène à créer une tuyère convergente-divergente, comme montrée dans la figure 1.8. Ce phénomène pourrait conduire à faire apparaître un choc après le col de la tuyère et donc conduire à l'augmentation de la traînée. Ce choc doit être contrôlé en changeant les facteurs essentiels tels que la géométrie du corps principal ou la position de la nacelle.

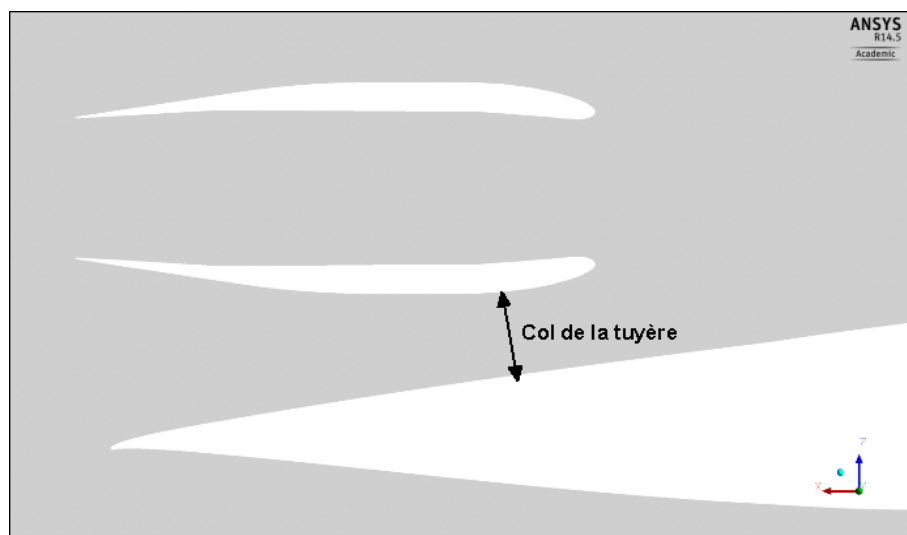


Figure 1.8 Tuyère convergence-divergence entre la nacelle et le corps central

En 1997, *H. Hoheisel* [18] a réalisé une étude sur l'aspect aérodynamique de l'intégration moteur. D'abord, l'étude vise à comparer trois concepts de propulsion en croisière à l'aide de calculs *Euler*. La distribution de portance sur l'envergure a montré que les moteurs avec le taux de dilution élevé tels que les turbosoufflante, conduisent à une réduction de 60% de la portance locale. Par la suite, il a effectué une étude des lignes de courant et de l'effet de friction au niveau de la zone envergure-pylône-nacelle, en utilisant un solveur de type *Navier-Stokes*. Certains aspects d'intégration de moteur tels que la position du moteur, la forme de nacelle, les techniques de simulateur de moteur et l'écoulement de jet, ont été examinés. Au niveau de la position de moteur, à l'aide des programmes de l'*ONERA* (codes de calculs Navier Stokes 3D) et du *DLR*, certaines simulations numériques sont été réalisées sur un avion avec deux moteurs, en changeant la position du moteur et la forme de la nacelle [17]. Ensuite, trois positions de la nacelle ont été choisies, en comparant les résultats obtenus par *DLR Euler code* et *ONERA code*, pour valider avec les résultats expérimentaux.

Chez *Bombardier*, *Kafyeke* [24] a fait une étude sur un problème d'intégration aérodynamique de l'aile et du moteur. Dans ce projet, un design transsonique a été examiné grâce aux programmes d'optimisation du type *ALLOP*¹, *INDES*² et *AeroPointer*³, dans le but de démontrer les avantages et les inconvénients de ces trois méthodes [36, 23]. Au stade d'intégration du moteur, ils ont montré qu'il est nécessaire de changer la géométrie du fuselage au niveau de la zone nacelle-pylône ainsi que de réaliser une optimisation du profil du pylône. Cette recherche a été effectuée sur un jet d'affaire (*Global Express*), à un Mach de croisière de 0.85. Notons que cet avion possède deux moteurs installés en arrière de l'appareil. Une étude initiale avait été faite grâce au code de petites perturbations transsoniques *KTRAN* [25] dans l'objectif d'éliminer le choc indésirable sur la surface inférieure de la nacelle, en trois étapes de design. Il faut Noter que les pylônes ne sont pas inclus dans les calculs de *KTRAN*. La forme du fuselage obtenue par *KTRAN*, a été utilisée en tant qu'entrée pour *FANSC* (*Euler/Navier-Stokes code*) [28] afin de vérifier l'écoulement en présence des pylônes. Le pylône et la position de la nacelle ont été manuellement modifiées. Enfin, ils ont montré une comparaison entre les résultats de *FANSC* et de la soufflerie transsonique de *ARA* (*Bedford, U.K.*) lors des trois mêmes étapes de design. Ils ont montré que *FANSC* a bien prévu le choc sur la surface inférieure de la nacelle et du pylône, et une surface optimisée, sans choc, a été obtenue dans la troisième étape de design [29].

En 2003, *Honda R&D America* [14] a réalisé une étude des caractéristiques de l'intégration du moteur sur l'aile pour un jet d'affaire. Il s'agit d'une étude comprenant des analyses théoriques et des mesures expérimentales dans le but de réduire l'impact de la traînée d'onde (traînée de choc), en changeant la position de la nacelle. Cette étude s'est concentrée sur ce type d'installation pour des vitesses élevées comme $Ma=0.7$, contrairement aux études antérieures qui avaient été faites pour des vitesses moins élevées [13]. Une configuration initiale a été créée en choisissant un profil *natural-laminar-flow* pour l'aile, afin de diminuer le *drag-convergence Mach number*, le nombre de Mach dans lequel la traînée commence à augmenter rapidement [14]. Trois variables géométriques principales ont été choisies pour contrôler la position de la nacelle (Figure 1.9), soient :

- la distance de la corde X , du bord d'attaque à la face de la nacelle
- la distance verticale Z , de la surface supérieure de l'aile à la surface inférieure de la nacelle
- la distance de l'envergure Y , de la surface du fuselage à la surface intérieure de la nacelle

Un solveur 3D d'*Euler* a été utilisé pour calculer les résultats numériques et comparer avec

1. Programme d'optimisation utilisé un optimiseur *gradient-based*
 2. Code du design inverse
 3. Environnement d'optimisation

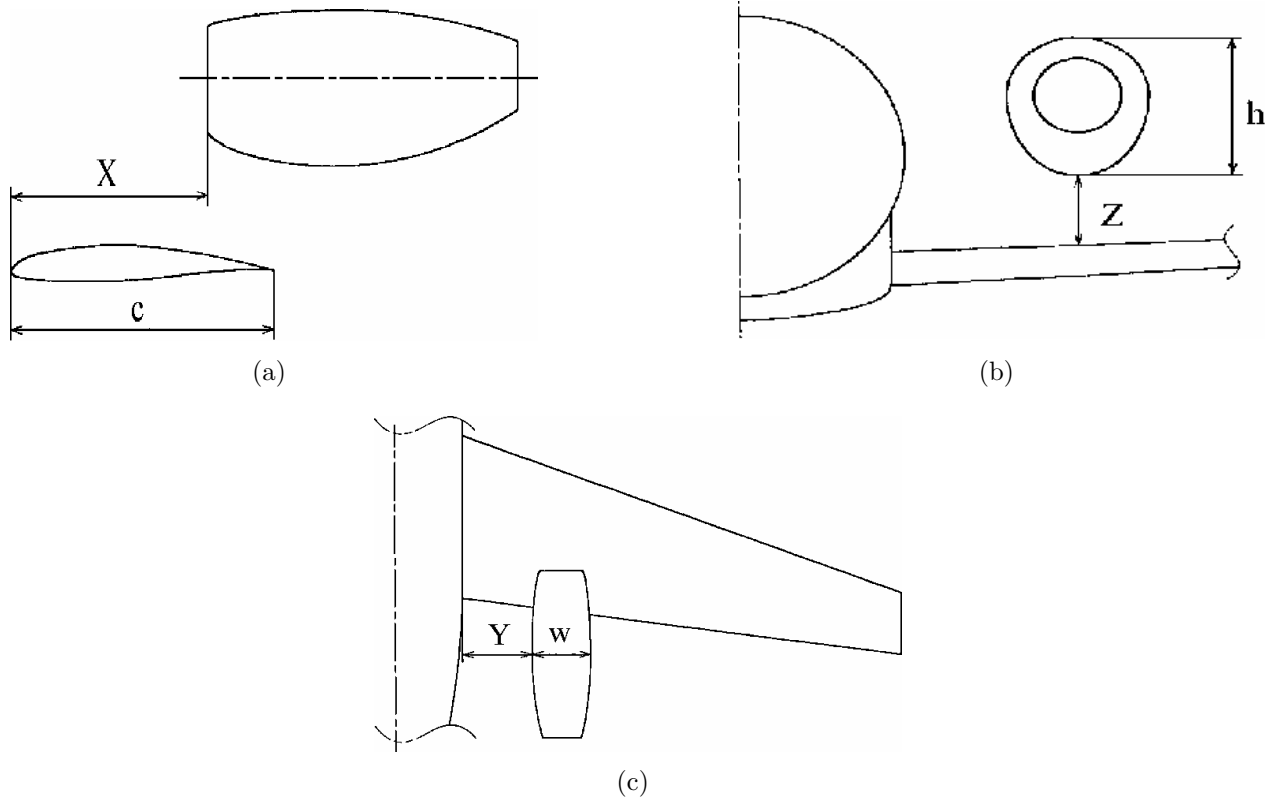


Figure 1.9 Variables géométriques d'étude de la position du moteur : a) Distance de la corde , b) Distance verticale, c) Distance de l'envergure [14]

les résultats expérimentaux, en fixant un coefficient de portance de 0.4 [52]. Au niveau de l'analyse de la position de la nacelle, en changeant les variables géométriques et le nombre de Mach, les résultats montrent que la force du choc et sa position, ainsi que la traînée d'onde, peuvent être largement influencés par la position de nacelle. Si la nacelle est placée très proche de la surface supérieure de l'aile, un choc fort se produit entre l'aile et la nacelle, près du bord de fuite. Celui-ci cause une augmentation de la traînée d'onde et une séparation de la couche limite. D'autre part, si la nacelle est placée très loin de la surface supérieure de l'aile, la distribution de pression sur l'aile n'est pas influencée par l'écoulement autour de la nacelle, et par conséquent, la réduction de la traînée d'onde est due à la disparition du choc [14]. Noter qu'à ce stade de l'étude, l'effet de la présence du pylône n'a pas été considéré. Grâce aux résultats obtenus, les ratios $\frac{X}{c} = 0.8$ et $\frac{Z}{h} = 0.5$, où c représente la corde de l'aile à l'endroit de la nacelle et h le diamètre de nacelle, ont été choisis. Par la suite, l'effet du pylône a été examiné en choisissant le profil *NACA 65-008* pour le pylône. En ajoutant le pylône, la force du choc sur l'aile est moins élevée et la traînée d'onde devient plus basse

en comparaison avec le cas sans pylône, car le pylône réduit la vitesse en amont [14]. Enfin, huit configurations ont été testées dans la soufflerie transsonique *BTWT* (*Boeing Transonic Wind Tunnel*), en changeant la position de la nacelle et du pylône, comme montré à la figure 1.10. Les résultats obtenus montrent que pour une position de nacelle comprise entre $0.75 \leq \frac{X}{c} \leq 0.8$ et $0.3 \leq \frac{Z}{h} \leq 0.5$, avec un angle de vrille du pylône (*contoured pylon*) visant à aligner l'écoulement local, on aboutit à la minimisation de la traînée d'interférence.

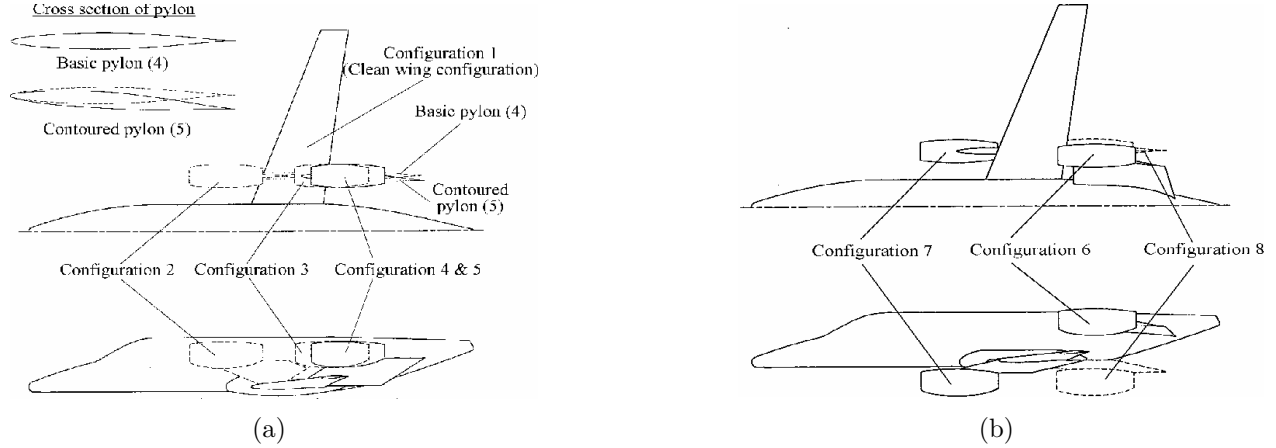


Figure 1.10 Configurations de modèle : a) Position sur l'aile , b) Positon sous l'aile et à l'arrière du fuselage [14]

En 2011, à l'université de *Tohoku* [46], une étude a été réalisée pour le type d'installation de moteur sur l'aile d'un avion classique, en modifiant la géométrie de l'aile et de la nacelle, dans le but d'améliorer la performance aérodynamique. De plus, une amélioration de la forme du pylône a été implémentée afin de diminuer l'effet d'interférence à $Ma = 0.7$. Grâce aux méthodes d'optimisation et à l'aide des calculs *CFD*, en résolvant les équations d'Euler, une analyse aérodynamique a été faite, en considérant le modèle *DLR-F6* comme le modèle initial [22]. Dans la première étape de ce projet, une analyse initiale de l'écoulement autour de la nacelle, a été effectuée pour neuf configurations de nacelle, grâce à un solveur *Euler*, en changeant sa position. Par la suite, afin de contrôler les variables de design pendant le processus d'optimisation, la nacelle, l'aile et le pylône ont été définis par les méthodes de paramétrisation suivantes :

- La surface inférieure de la nacelle est définie par la méthode de *Bézier*
- L'aile est produite en interpolant trois profils de l'emplanture (*root*), de l'extrémité (*tip*) et de la brisure (*kink*) qui sont définis par la méthode *PARSEC*
- Le profil de pylône est défini par la méthode de *Bézier*

Notez que dans cette étude, le maillage surfacique est créé, en se basant sur la méthode *Advancing Front* et le maillage volumique est créé, grâce à la méthode *Delaunay*. De plus, le solveur 3D de *TAS (Tohoku University Aerodynamic Simulation)* a été utilisé [35]. La première optimisation qui comprend l'optimisation de l'aile et de la nacelle, montre que la configuration avec la position $\frac{X}{c} = 0.73$, $\frac{Z}{h} = 0.48$, est la configuration optimisée avec un ratio $\frac{L}{D} = 34.5$, obtenu à angle d'attaque de 5.71° en comparaison avec $(\frac{L}{D})_{Original} = 25$ [46]. Cette étude a également présenté l'influence des variables de design sur $\frac{L}{D}$. Les résultats montrent que les paramètres de design du bord d'attaque de l'aile, à l'endroit de la brisure, ont le plus d'influence sur le facteur aérodynamique $\frac{L}{D}$. Durant la deuxième optimisation, le pylône a été optimisé en fixant l'aile et la nacelle, obtenues grâce à la première optimisation, dans le but de diminuer l'effet d'interférence entre l'aile et la nacelle. Ils ont obtenu $\frac{L}{D} = 35.4$ pour un angle d'attaque de 5.85° . La différence du ratio $\frac{L}{D}$ entre les deux optimisations est petite mais, la distribution de pression indique que l'optimisation du pylône a pour conséquence la réduction de l'effet du choc et de la traînée [46].

Arno Ronzheimer et al. ont implémenté une simulation numérique de l'effet de l'interférence de l'installation du moteur en arrière du fuselage, au sein du projet *OPTITHECK* en Allemagne [44]. Cette simulation a été réalisée à l'aide d'un processus d'optimisation, afin de minimiser la traînée d'interférence, en croisière, grâce à la méthode de la déformation à forme-libre. Au début de ce projet, un design préliminaire d'un avion classique a été créé grâce à un outil de design *PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimisation)* [37]. La configuration sera complète, en ajoutant la nacelle produite par *Rolls-Royce*, le pylône et les empennages. La simulation d'écoulement est effectuée, à l'aide du code de *DLR TAU* qui utilise les calculs d'*Euler*, en générant le maillage avec *CENTAURSoft* [16, 5]. D'abord, il a été montré qu'on pourrait diminuer l'effet de choc, à l'endroit de la zone tuyère nacelle-fuselage, en alignant l'axe du moteur et celui du fuselage, mais cet angle ajoutée à la nacelle n'est pas suffisant pour éliminer le choc. Ainsi, une amélioration de la forme de l'empennage est nécessaire en utilisant un algorithme d'optimisation basé sur la méthode *SUBPLEX* [45, 2]. Au niveau de la déformation du fuselage, la méthode utilisée est *B-spline*, basée sur l'approche de *FFD (Freeform Deformation)* [48, 21]. Après environ 200 cycles d'optimisation, la forme optimisée montre que le choc est diminué considérablement.

Avion BWB

H.D. Ceron et *F.M. Catalano* à l'université de *São Paulo* [6], ont réalisé une analyse expérimentale d'intégration de moteur sur un *BWB*, afin d'étudier l'interférence entre la nacelle et du corps central en absence de pylône. Ce projet a été implémenté dans une soufflerie de laboratoire de l'université de *São Paulo* [3], avec deux nacelles placées à l'aide d'un positionneur trois axes à un nombre de Mach $Ma = 0.85$. La position des nacelles est contrôlée avec les axes longitudinal et vertical du modèle. Cette étude comprend les résultats aérodynamiques tels que les coefficients de traînée et de portance, la distribution de pression sous l'influence du moteur, en utilisant la géométrie basée sur les études de *Liebeck* [31], de *Qin et al.* [42] et d'*Ikeda* [20]. La figure 1.11 montre les paramètres d'analyse de ce projet. Tout d'abord, l'analyse initiale du BWB sans moteur montre que l'efficacité aérodynamique du modèle est optimale pour un angle $\alpha = 4.5^\circ$ à la valeur de finesse de $\frac{C_L}{C_D} = 20.71$. En ajoutant la nacelle, les résultats obtenus présentent une diminution de la variation du C_D lorsque la nacelle est située longitudinalement loin en aval du modèle et verticalement loin du corps de l'avion. Pour le C_L , une tendance à la diminution est observée, mais la nacelle située en aval présente un C_L plus élevé.

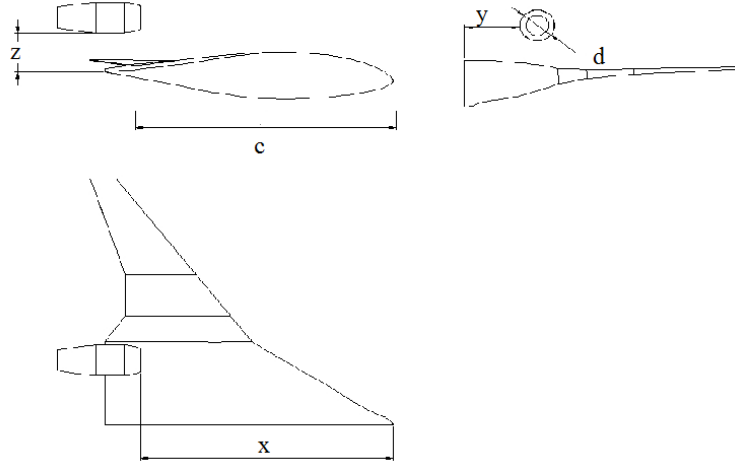


Figure 1.11 Paramètres d'analyse [6]

Au niveau de l'analyse de la distribution de pression à l'endroit de la nacelle, les résultats obtenus illustrent que la pire interférence arrive pour $\frac{X}{c_{root}} = 0.8$ et $\frac{Z}{d} = 0.11$ et que la position $\frac{X}{c_{root}} = 0.83$, $\frac{Z}{d} = 0.26$ était la meilleure. Cette étude montre aussi que le déplacement de la nacelle vers l'axe longitudinal sera plus influent que suivant l'axe vertical, d'un point

de vue aérodynamique [6].

1.4.2 Critique

La revue de littérature démontre que très peu d'études d'intégration moteur sur un avion de type BWB sont disponibles. De plus, plusieurs auteurs ont utilisé des méthodes de basse-fidélité, tel que petits perturbations ou *Euler*. Les études d'installation moteur en haute-fidélité sont à peu près inexistantes sur un avion BWB.

1.5 Objectifs

La présent travail s'inscrit dans la suite des travaux de *Sami AMMAR*, qui a réalisé le design conceptuel sur un avion BWB de 200 places. Dans le présent projet, on utilisera les trois profils et la géométrie de l'avion qui sont les sorties du design conceptuel et les analyses aérodynamiques réalisées seront basées sur les méthodes haute-fidélité avec les équations de *Navier-Stokes*. La revue de littérature montre que l'intégration moteur influence la performance aérodynamique de l'avion et donc un facteur important dans cette étude est la position du moteur.

L'objectif de cette étude est de développer une méthodologie pour optimiser l'intégration du moteur sur un avion *BWB*. Cette méthodologie repose sur deux étapes principales. D'abord, une optimisation aérodynamique de l'avion *BWB* sans moteur est réalisée afin de réduire l'effet du choc sur l'avion. Par la suite, on ajoute la nacelle et on essaie d'améliorer le facteur de performance aérodynamique $\frac{L}{D}$ en réduisant l'effet du choc au niveau de la tuyère de la zone nacelle-corps.

Les objectifs spécifiques pour cette recherche sont :

1. Optimiser la géométrie du *BWB* sans moteur en utilisant la méthode de *Bézier* pour contrôler la géométrie des profils
2. Sélectionner une nacelle convenable et choisir sa position initiale sur le *BWB*
3. Choisir les paramètres de l'optimisation du moteur tels que les profils des sections du corps central à l'endroit de la nacelle et les variables nécessaires pour contrôler la géométrie de ces profils
4. Optimiser l'installation du moteur

1.6 Démarche

La présente recherche est divisée par cinq parties principales qui sont présentées dans un chapitre respectif.

Le 2^{er} chapitre introduit la méthodologie utilisée dans ce projet. Il présente la définition de la méthode de *Bézier* pour la paramétrisation et la méthodologie générale suivie pour l'optimisation aérodynamique.

Le 3^{ème} chapitre décrit le processus d'optimisation, les variables et les contraintes, et présente l'optimiseur utilisé dans ce projet.

Le 4^{ème} chapitre présente l'étape de validation de la méthodologie utilisé. On fait une optimisation 2D sur un profil classique NACA0012 et on la compare avec les résultats de *Vassberg*[53] afin de valider la méthode.

Le 5^{ème} chapitre présente la méthodologie *CFD* utilisé pour obtenir les résultats finaux. Il comprend les détails de la géométrie, du maillage, des conditions limites, de la physique du problème et du modèle *CFD* utilisé pour cette étude.

Le 6^{ème} chapitre présente les résultats finaux. Celui-ci comprend des résultats d'optimisation pour le BWB en 2D et 3D, avant et après l'installation moteur.

CHAPITRE 2 Méthodologie globale et Optimisation

Ce chapitre comprend deux sections principales : la méthodologie globale de ce projet et l'optimisation utilisée dans cette étude. La paramétrisation géométrique utilisée ainsi que la méthodologie générale d'optimisation de la géométrie visant à améliorer la performance aérodynamique d'un avion de type *Blended Wing Body*. Cette méthodologie comprend deux étapes principales : la première est une optimisation de la géométrie initiale sans moteur obtenue du design conceptuel et la deuxième étape est l'optimisation de la géométrie en ajoutant la nacelle. Par la suite, nous présentons les éléments essentiels de l'optimisation. Enfin on explique le processus d'optimisation en détails pour toutes les étapes de cette recherche.

2.1 Méthodologie globale

2.1.1 Optimisation du corps du *BWB*

Durant la première étape, le corps du *BWB* sera optimisé afin de diminuer la traînée. La géométrie initiale, qui provient du design conceptuel, telle qu'obtenue par *M. Weil Brenner* [54] et *S. Ammar* [1], sera l'entrée de cette optimisation.

Géométrie initiale

M. Weil Brenner [54] a développé une méthode dans le but de générer une géométrie de *BWB* qui comprend les trois étapes suivantes :

1. Générer la forme en plan
2. Générer trois profils de l'emplanture, de la brisure et de l'extrémité
3. Générer la surface de l'avion

Lors de l'étape de génération de la forme en plan, grâce aux paramètres qui sont identifiés à la figure 1.6, deux sections principales sont créées : la section centrale et la section de l'aile [54]. La section centrale a été faite conformément à la paramétrisation qui est indiquée à la figure 1.6-a. La forme en plan de l'aile est définie comme pour les avions classiques, illustrée à la figure 1.6-b. Les trois profils de l'emplanture, de la brisure et de l'extrémité peuvent être spécifiés par l'utilisateur.

Ensuite, la surface aérodynamique de l'avion est créée avec une interpolation des profils de l'emplanture et de la brisure à l'aide de 23 profils. Le processus de génération de la maquette est illustré à la figure 2.1.

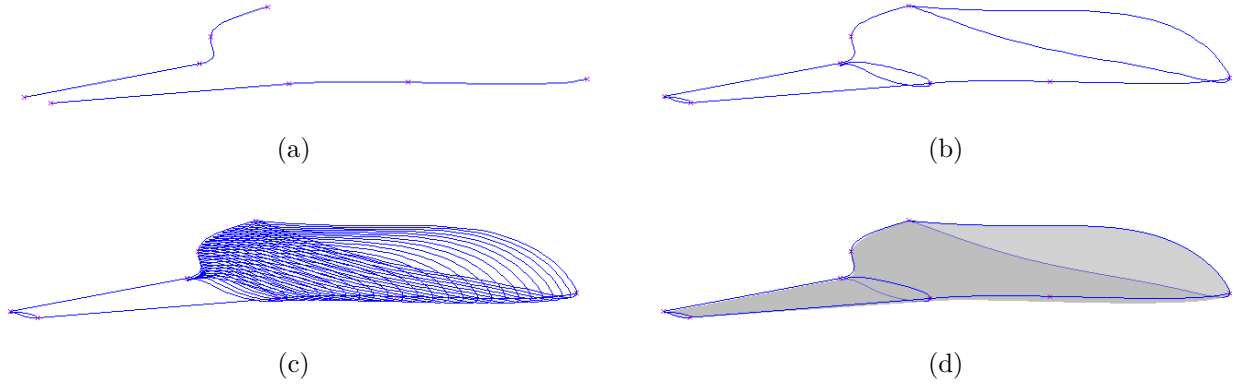


Figure 2.1 Génération du modèle numérique [54] : a) Génération la forme en plane b) Ajout des 3 profil principaux c) Interpolation d) Génération la surface 3D

Les trois profils principaux sont présentés au tableau 2.1. Ils ont été utilisés par *M. Weil Brenner* [54] et *S. Ammar* [1]. Comme profil d'emplanture (Root), le EH2012 possède un léger reflex et un couple positif qui facilitera l'atteinte de la stabilité [54]. Pour les profils de la brisure(Kink) et de l'extrémité(Tip), le profil RAE2822 est choisi car il convient bien pour le régime transsonique.

Tableau 2.1 Profiles choisis

Section	Profil
Emplanture(Root)	EH2012
Brisure(Kink)	RAE2822
Extrémité(Tip)	RAE2822

Méthode de *Bézier*

La méthode utilisée dans cette étude pour la modification de la géométrie est basée sur la paramétrisation de *Bézier*. L'entrée de ce travail est la géométrie qui provient du design conceptuel obtenue par *Sami Ammar* [1]. À l'aide de la méthode *Bézier*, on essaie d'optimiser la géométrie afin de réduire la traînée. Cette méthode est basée sur deux étapes principales. La première est de créer les Δy de coordonnées grâce à la méthode de *Bézier*. La deuxième

étape est d'ajouter les Δy au profil initial. L'avantage de la méthode de *Bézier* est sa capacité de contrôler la courbe localement, ce qui permettra une optimisation fine de la forme de la courbe. Cette méthode est expliquée en détails dans l'annexe D.

2.1.2 Le processus de design

Avant de passer au chapitre suivant qui présente l'optimisation, il est nécessaire de définir notre processus de design. La figure 2.2 montre en détails, étape par étape, le processus de design suivi. Tout d'abord, le processus consiste à optimiser les trois profils principaux (Emplanture, Brisure et Extrémité) provenant du design conceptuel. Comme première étape, trois optimisations 2D sont réalisées séparément afin d'avoir une première amélioration du design à faible coût. Ces trois profils 2D sont ensuite fournis comme donnée pour l'optimisation 3D. À cette étape, on fait deux optimisations en 3D parallèles dans le but d'avoir le corps optimisé sans moteur. Ces deux optimisations sont faites séparément en vue de réduire le nombre des variables de design dans le but d'économiser du temps. En dernière étape, on ajoute la nacelle au corps principal et on fait la dernière optimisation dans la zone corps-nacelle qui se fera localement en choisissant les profils locaux dans cette zone. Notez que nos études d'installation moteur sont toutes faites sans pylône et en utilisant une nacelle vide. Ceci suit la méthodologie habituellement retrouvée dans la littérature comme première étape à l'étude d'installation moteur.

2.2 Optimisation

En général, pour réaliser une optimisation sur un problème d'ingénierie, la première étape est de définir les éléments importants du processus d'optimisation. Ceci comprend :

- la définition de l'objectif
- la définition des contraintes
- la définition des variables

Dans les sections suivantes, nous présenterons les variables, l'objectif et les contraintes utilisés dans notre processus d'optimisation.

2.2.1 Définition de l'objectif

Le premier élément est l'objectif d'optimisation. Dans cette étude, l'objectif est de minimiser le coefficient de traînée, tout en fixant le coefficient de portance.

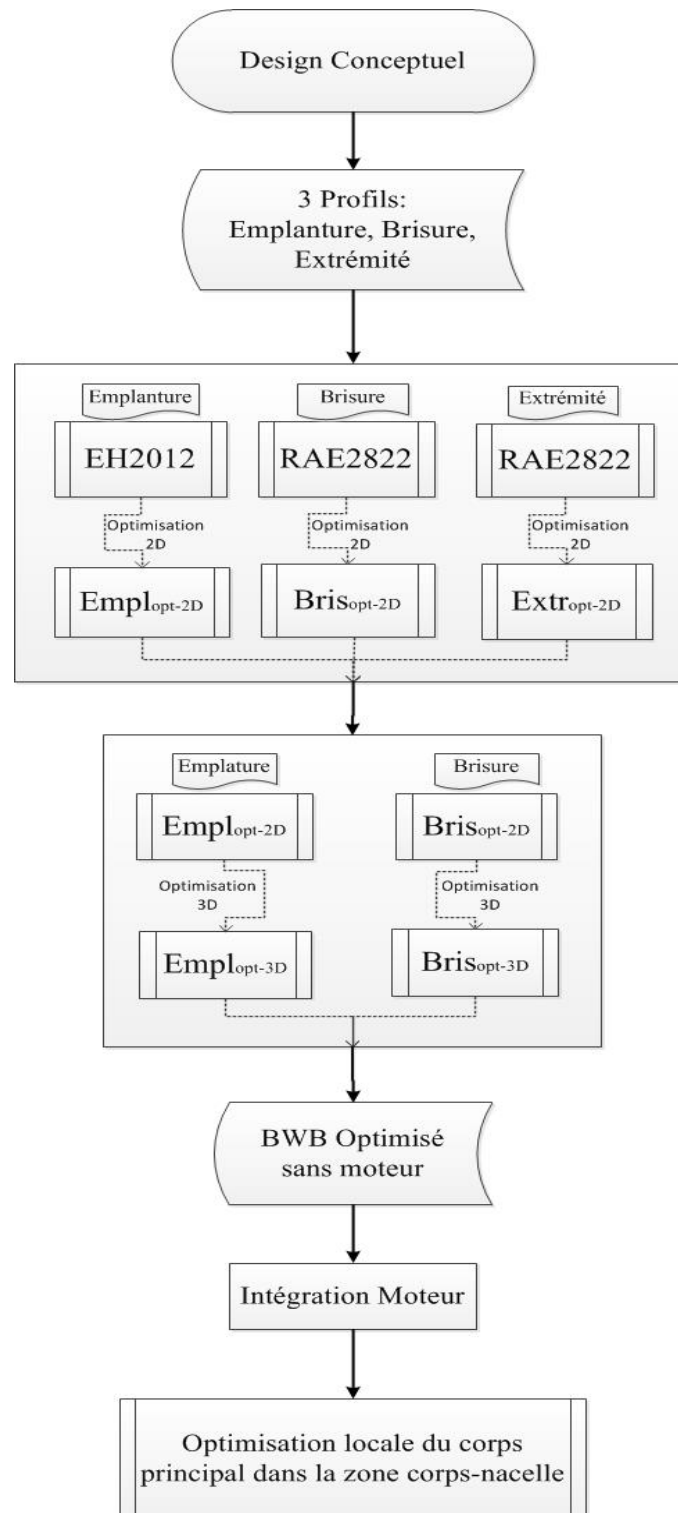


Figure 2.2 Le processus de design

2.2.2 Définition des contraintes géométrique

En général, chaque optimisation possède ses propres contraintes. Dans ce projet, celles-ci viennent du design conceptuel et sont des contraintes géométriques. Ainsi, nous avons :

- la contrainte de l'espace de cabine
- la contrainte de volume réservé au carburant

Au niveau de la contrainte de cabine, illustrée à la figure 2.3, il est nécessaire de fixer la hauteur et la longueur de cabine afin d'avoir un espace suffisant pour 200 passagers. Nous allons utiliser un ratio de la longueur de cabine sur la corde de profil $\frac{L_{cabine}}{c} = 0.6$, tel que suggéré par Eliasson[11].

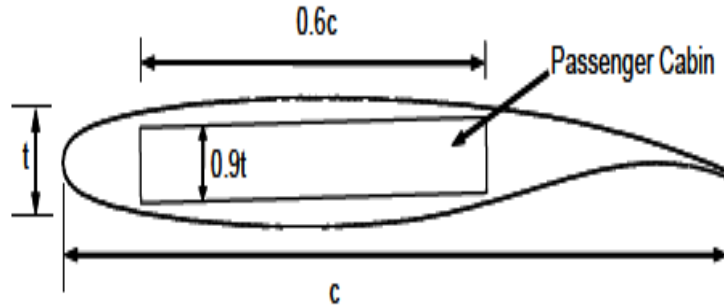


Figure 2.3 Schéma de cabine[11]

La deuxième contrainte considère le volume du carburant. Cette contrainte est implémentée en fixant la surface des deux profils de la brisure et de l'extrémité, comme montré à la figure 2.4. Si on conserve la surface de ces deux profils, le volume réservé au carburant pendant l'optimisation sera préservé.

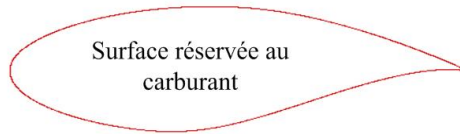


Figure 2.4 Surface réservée pour la masse du carburant

Donc, à chaque itération de l'optimisation, la courbe créée par la méthode choisie, est vérifiée avec les contraintes géométriques ci-dessus. La prochaine section présente comment la géométrie est changée en définissant les variables de design. Notez qu'au niveau de la contrainte de volume du carburant, on définit un intervalle pour la surface générée par l'optimiseur (S)

en fonction de la valeur initiale (S^*), illustré dans l'équation 2.1, afin d'avoir un espace de design plus vaste. Si on met la contrainte exacte, l'optimiseur aura beaucoup de difficulté à générer des nouvelles géométries. Après avoir fait l'optimisation, on corrige la surface en multipliant la coordonnée y par un facteur constant afin d'obtenir la surface initiale.

$$0.95S^* \leq S \leq 1.05S^* \quad (2.1)$$

On peut maintenant présenter le dernier élément d'optimisation : les variables.

2.2.3 Définition des variables

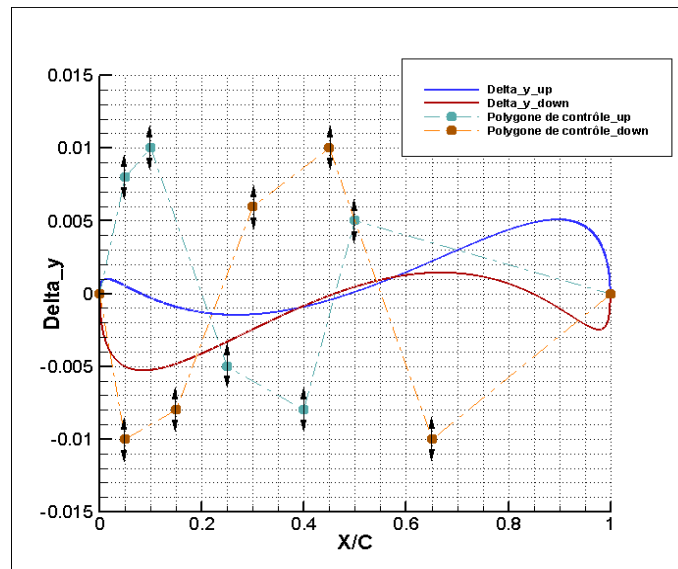
Pendant le processus d'optimisation, l'optimiseur doit générer un espace de design afin d'améliorer l'objectif. Cet espace de design est généré en modifiant les valeurs des variables de design. Après avoir bien compris le problème, l'objectif et les contraintes, il est nécessaire de définir les variables de design dans le but d'atteindre l'objectif en respectant les contraintes. Le nombre de variables a une influence sur le temps du processus. Cela signifie qu'en réduisant le nombre de variables, on peut économiser du temps. Tel que discuté au chapitre 2, la méthode de paramétrisation choisie pour modifier la géométrie est la méthode de *Bézier*. On utilisera la méthode de *Bézier* pour paramétrer des changements d'ordonnées, Δy , au profil initial. En ajoutant les Δy , qui sont produits avec cette méthode, aux coordonnées des profils initiaux, une nouvelle géométrie est créée, tel que montré à la figure 2.5. Comme illustré dans cette figure, le mouvement permis des points de contrôle est dans la direction verticale et ceux-ci sont fixés horizontalement. Il y a donc une variable de design par point de contrôle, correspondant à la position y du point de contrôle.

Notez que dans ce projet, le nombre de variable est différent selon l'étape de l'optimisation. Plus de détails seront fournis dans les sections suivantes.

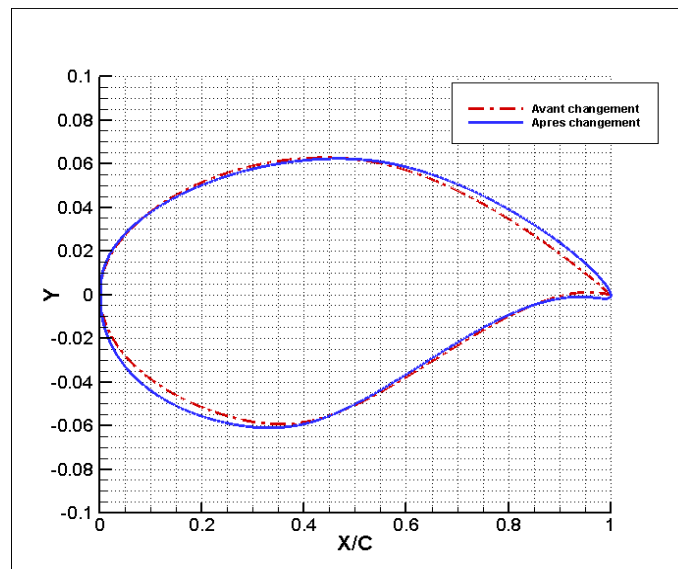
2.2.4 Processus d'optimisation

Le processus d'optimisation comprend les étapes suivantes :

- Création du fichier d'entrée comprenant les variables de design
- Génération de la géométrie
- Vérification des contraintes géométriques
- Maillage
- Calcul CFD
- Création du fichier de sortie qui comprend C_D et C_L



(a)



(b)

Figure 2.5 Création le nouveau profil : a) $\Delta y_{\text{Bézier}}$ b) Profils avant et après le changement

La figure 2.6 illustre le processus d'optimisation. On expliquera les détails de ce processus dans les sections suivantes.

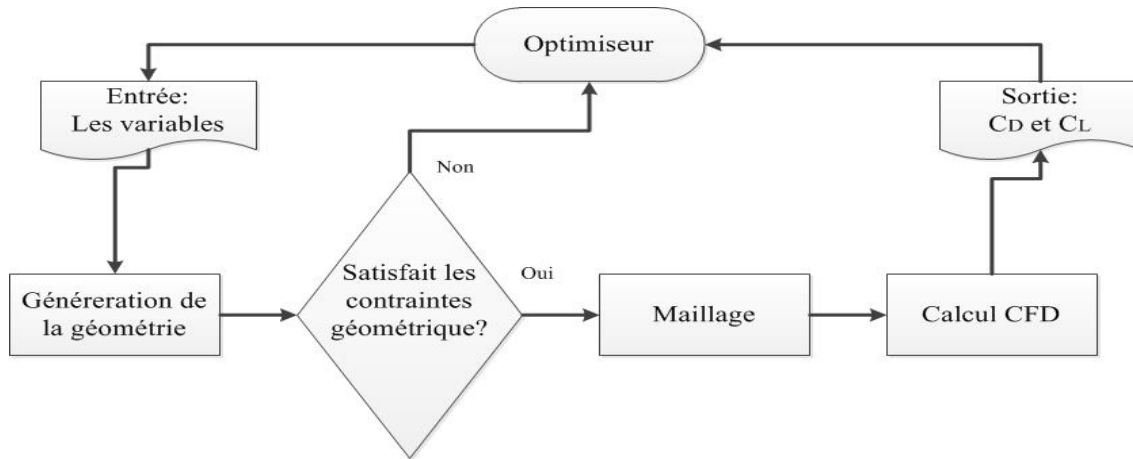


Figure 2.6 Processus d'optimisation

Présentation de l'optimiseur *Isight*

L'optimiseur, illustré à la figure 2.6, contrôle le processus d'optimisation. Celui utilisé dans cette recherche, *Isight*, est un logiciel commercial vendu par *Dassault Systems*. *Isight* est choisi en raison de sa polyvalence et aussi de la possibilité de lancer des évaluations en parallèle. L'algorithme d'optimisation *Pointer* est choisi pour ce projet car il travaille avec une boîte noire et peut s'adapter à une large gamme de problème automatiquement [54]. De plus, il utilise quatre algorithmes d'optimisation qui sont gérés par un algorithme de contrôle. Ceux-ci sont : la méthode *downhill simplex* de *Nelder et Mead*, un algorithme évolutionnaire, un solveur initial et la méthode *TABU*. Pendant l'optimisation, l'algorithme de contrôle utilise la combinaison optimale de ces méthodes [1].

Optimisation 2D pour le corps principal

Tel qu'illustré à la figure 2.2 qui présente notre processus de design, la première étape consiste en une optimisation 2D. La figure 2.7 illustre le processus d'optimisation 2D en détails. L'optimiseur lit d'abord le fichier *InputParameters.ASV* comme fichier entrée. Celui-ci comprend les variables de design. La géométrie est générée dans *MATLAB* à l'aide de ce fichier et les contraintes géométriques sont vérifiées. Si celles-ci sont satisfaites, on peut mailler la géométrie grâce à un script qui a déjà été préparé dans le logiciel *ICEM*. Après avoir généré le fichier *mesh.msh*, on le transfère au logiciel *FLUENT* afin d'obtenir les résultats *CFD*. Après avoir fini les calculs *CFD*, *MATLAB* prend les coefficients aérodynamique de C_L et C_D et les écrit dans le fichier sortie, *OutputParameters.txt*. L'optimiseur lit ce fichier et le met dans son interface. Au niveau de l'optimisation, on cherche alors à minimiser C_D en maintenant

C_L constant.

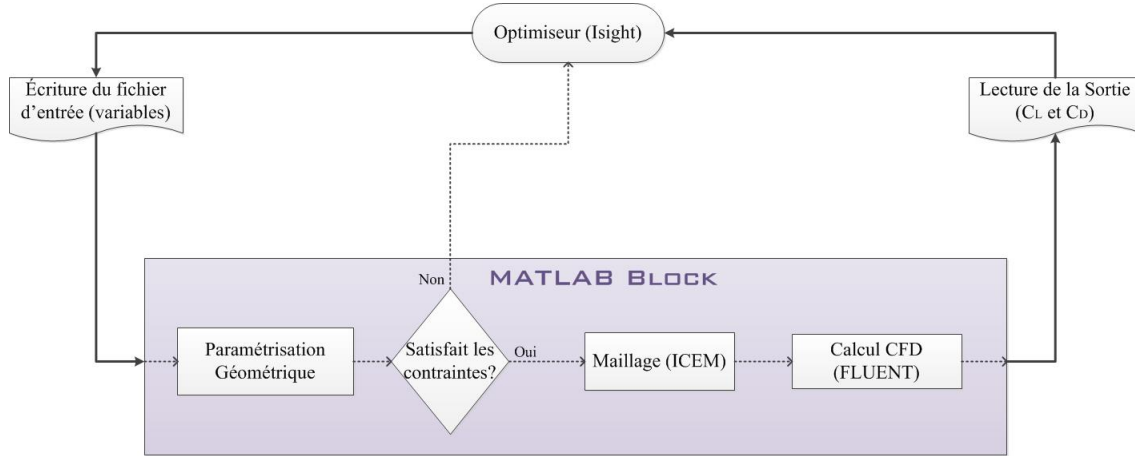


Figure 2.7 Processus d'optimisation 2D

Optimisation 3D pour le corps principal

Le processus d'optimisation 3D est montré en détails à la figure 2.8. L'optimiseur lit le fichier *InputParameters.ASV* qui contient les variables de design. Dans *MATLAB*, à l'aide de ce fichier, on peut créer le fichier d'entrée de *ANSYS-Workbench* qui est nécessaire pour la création de la géométrie 3D. Notez que, avant de passer à *ANSYS-Workbench*, les contraintes géométriques sont vérifiées. Dans *ANSYS-Workbench*, la géométrie 3D est générée dans *ANSYS-Design Modeler* et est transférée à *ANSYS-Mesh* pour la mailler. À cette étape, le maillage est réalisé avec le modèle non-structuré d'*ANSYS-mesh*, avec une couche limite créée par un algorithme de peau. Par la suite, la géométrie maillée est transférée à *ANSYS-Fluent* afin de calculer les coefficients d'aérodynamique de C_L et C_D . Enfin, *MATLAB* prend les coefficients et les écrit dans le fichier *OutputParameters*. L'optimiseur lit ce fichier et le met dans son interface.

Pendant l'optimisation, il est nécessaire de fixer le coefficient de portance. Dans les paramètres d'optimiseur, on définit une petite plage acceptable pour C_L comme une contrainte. Si on met la valeur C_L avec une valeur exacte, l'optimiseur aura beaucoup de problème à créer un espace de design assez vaste. À la fin du processus, la géométrie optimisée est maillée de manière structurée à l'aide de *ICEM*, tel que décrit au chapitre 5, afin de calculer la performance précise de cette géométrie.

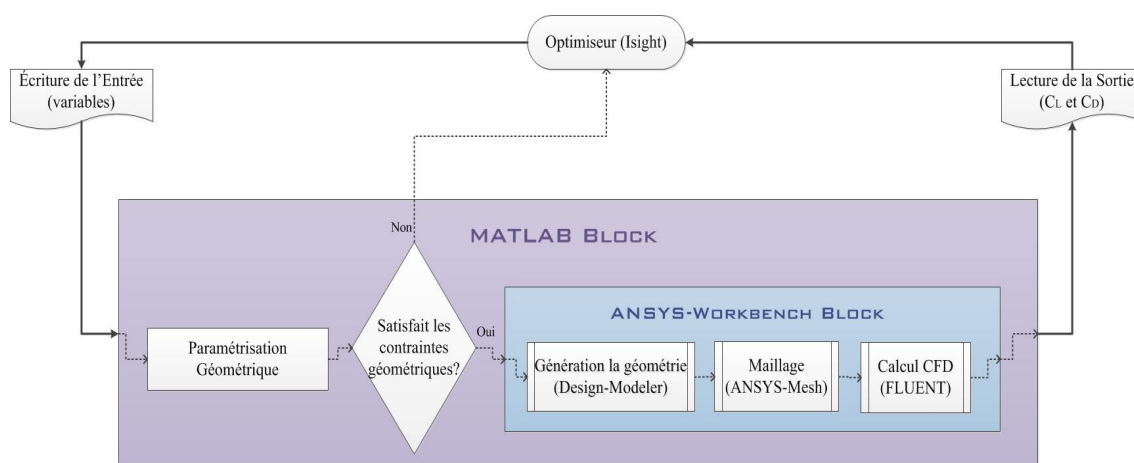


Figure 2.8 Processus d'optimisation 3D

CHAPITRE 3 Validation de la méthodologie

Dans ce chapitre, on réalise une optimisation aérodynamique sur un cas classique afin de vérifier notre méthodologie. On optimise un cas 2D, le NACA0012, et on compare nos résultats avec ceux de *Vassberg* [53]. Notez que ce cas est réalisé en régime transsonique non-visqueux. De plus, le profil est symétrique et en conséquence le C_L est nul à $\alpha_{angle d'attaque} = 0^\circ$.

3.1 Présentation de l'objectif, de la contrainte, des variables et du processus d'optimisation

Notre optimisation comprend les étapes suivantes :

Objectif

L'objectif de ce problème d'optimisation est de minimiser le coefficient de traînée d'onde.

Contrainte

Pour la contrainte géométrique, on considère que l'épaisseur du profil généré est plus élevée que celle du profil initial (*NACA0012*) en tout point x , tel que :

$$Y_{Bézier} \geq Y_{NACA0012} \quad \forall x \quad (3.1)$$

Variables

On utilise sept points de contrôle de *Bézier* afin de générer les Δy pour la nouvelle géométrie. En fixant les premiers et derniers points de contrôle, le nombre de variables sera de cinq.

Processus d'optimisation

Cette optimisation suit l'algorithme d'optimisation 2D, illustré à la figure 2.7 . L'optimiseur prend le fichier d'entrée et le donne à *MATLAB* afin de générer la géométrie en respectant la contrainte. Au niveau du maillage, dans *ICEM*, celui-ci est créé grâce à un script et est illustré à la figure 3.1. On transfère ce maillage à *FLUENT* afin d'obtenir les coefficients aérodynamiques, C_L et C_D . Enfin, l'optimiseur utilise ces coefficients dans le but de minimiser le coefficient de traînée.

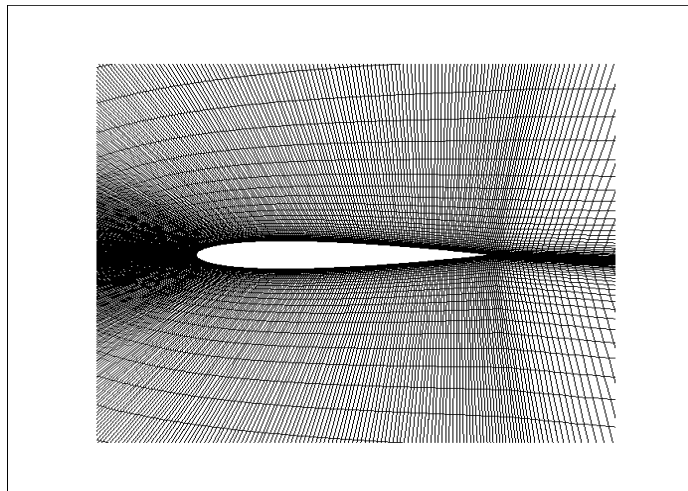


Figure 3.1 Maillage de NACA0012 (*nombre d'élément* = 53,760)

3.2 Modèle *CFD*

Nous allons résoudre pour un écoulement non visqueux (équation d'*Euler*) en régime transsonique à $Ma = 0.85$, et un angle d'attaque $\alpha = 0$.

3.3 Résultats

L'optimisation s'est terminée après environ 500 itérations, . La figure 3.2 illustre des graphes de C_D et $C_{D_{optimisé}}$ par rapport au nombre d'itération. La première figure, 3.2(a), nous montre l'espace de design que l'optimiseur peut créer. Les points avec la valeur de 0.1 indiquent que l'optimiseur ne pouvait pas générer la géométrie convenable pour passer au maillage, dû au non respect de la contrainte. Les autres points présentent tous les cas faisables pendant l'optimisation. La deuxième figure, 3.2(b), illustre tous les points faisables et également nous montre la convergence de l'optimisation. Le meilleur point a été obtenu à la 456^{ème} itération. Notez que la valeur du coefficient de traînée diminue rapidement au début et qu'après environ la 200^{ème} itération, la pente de la courbe diminue.

Les figures 3.3 et 3.4 montrent les profils avant et après l'optimisation et la courbe de *Bézier* de Δy ajoutée.

Les figures 3.5 et 3.6 montrent le contour de Mach et le coefficient de pression avant et après l'optimisation. En comparant les cas initial et optimisé, on comprend que dans le cas optimisé, le choc est moins fort et on obtient 77.3% d'amélioration du coefficient de traînée, tel que montré au tableau 3.1.

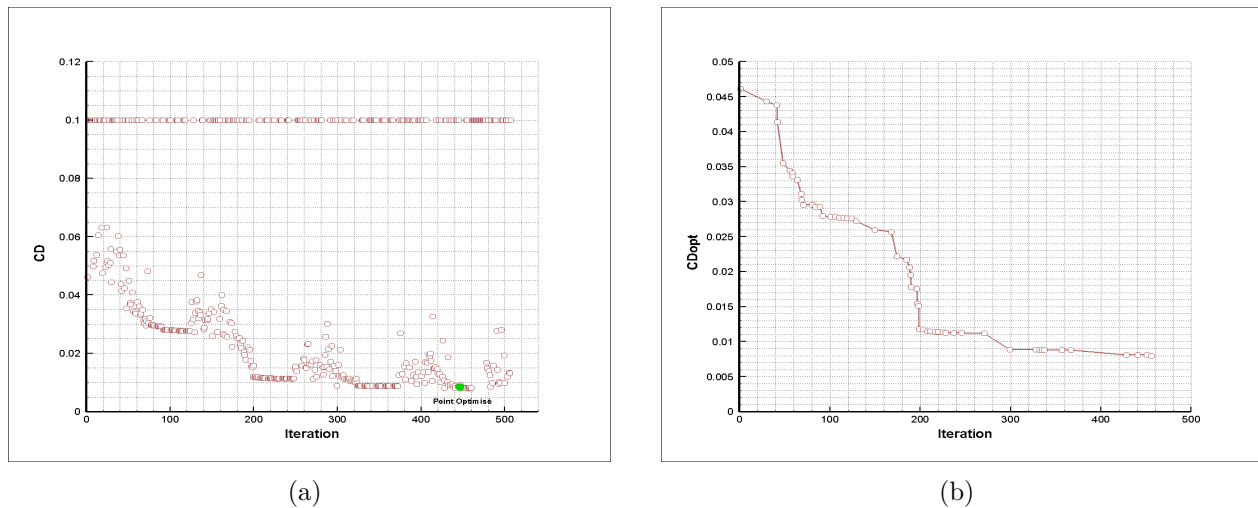


Figure 3.2 C_D vs. Itération : a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation

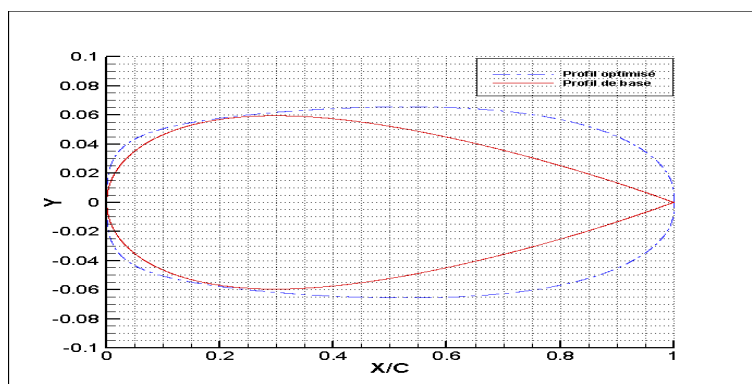


Figure 3.3 Profil NACA0012 avant et après l'optimisation

Au niveau de la validation de la méthodologie, le tableau 3.1 montre la comparaison de nos résultats avec de ceux de *Vassberg* [53]. Notez que le profil généré peut, dans notre cas, ne pas être symétrique et que les coefficients de portance doivent avoir une valeur nulle, avec une tolérance absolue de ± 0.001 . Dans cette étude, les valeurs de tolérance sont données au tableau 3.2.

Ces résultats valident notre méthodologie et nous permettent de l'appliquer au cas du *BWB*.

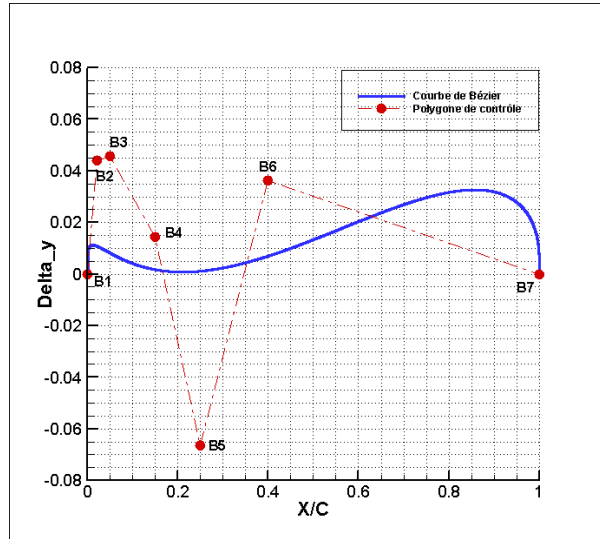
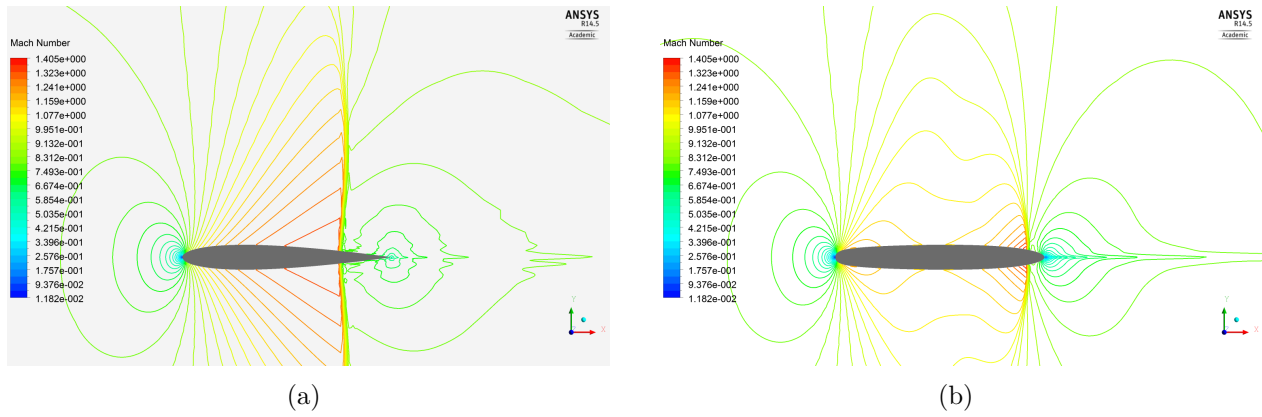
Figure 3.4 Courbe de $\Delta Y_{\text{Bézier}}$ 

Figure 3.5 Contour de Mach : a) NACA0012 b) Optimisé

Tableau 3.1 Comparaison des coefficients C_D

NACA0012		
Résultat obtenu	Vassberg et al.	Erreur Relative
$C_D = 0.046353$	$C_D = 0.045702$	-1.4%
Optimisé		
Résultat obtenu	Vassberg et al.	Erreur Relative
$C_D = 0.010525$	$C_D = 0.010436$	0.8%

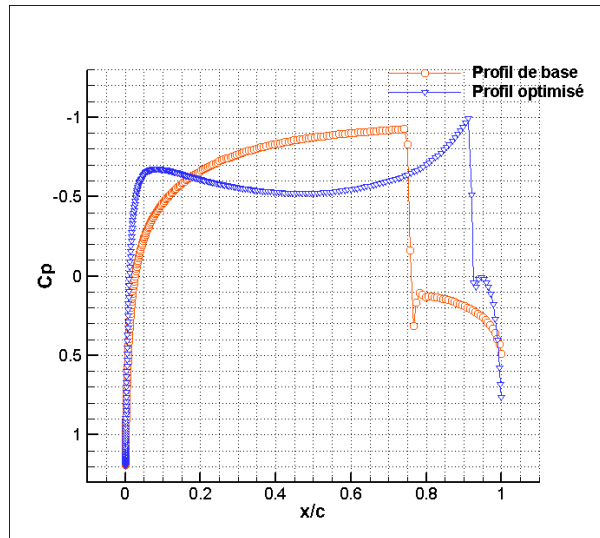


Figure 3.6 Coefficient de pression

Tableau 3.2 Valeur de C_L obtenu et non tolérance

NACA0012	
Résultat obtenu	Vassberg et al.
$C_L = -0.001$	$C_L = 0.0000$
Optimisé	
Résultat obtenu	Vassberg et al.
$C_L = -0.0007$	$C_L = 0.0000$

CHAPITRE 4 Méthodologie *CFD* pour le BWB

4.1 Analyse *CFD*

Un des objectifs de cette recherche est l'analyse haute-fidélité de l'aérodynamique et de l'intégration moteur sur un BWB. Pour cela, on résout les équations de *Navier-Stokes* en régime compressible et turbulent. Cette section présente les étapes de l'analyse *CFD* en détails. Ces étapes sont :

- la génération de la géométrie
- le maillage
- le calcul *CFD*

4.1.1 Génération de la géométrie

Tel que discuté, grâce à la représentation de courbes de type *Bézier*, on génère les coordonnées finales des trois profils principaux. En utilisant la méthodologie de Weil Brenner [54], une surface 3D est construite et le fichier d'entrée de *Design-Modeler* d'*ANSYS-Workbench* est obtenu. La géométrie utilisée dans *ANSYS-Workbench*, possède deux parties principales : le domaine et le corps. La figure 4.1 illustre les dimensions du domaine utilisé dans cette étude. Notez que dans la figure, c signifie la corde à l'emplanture du BWB.

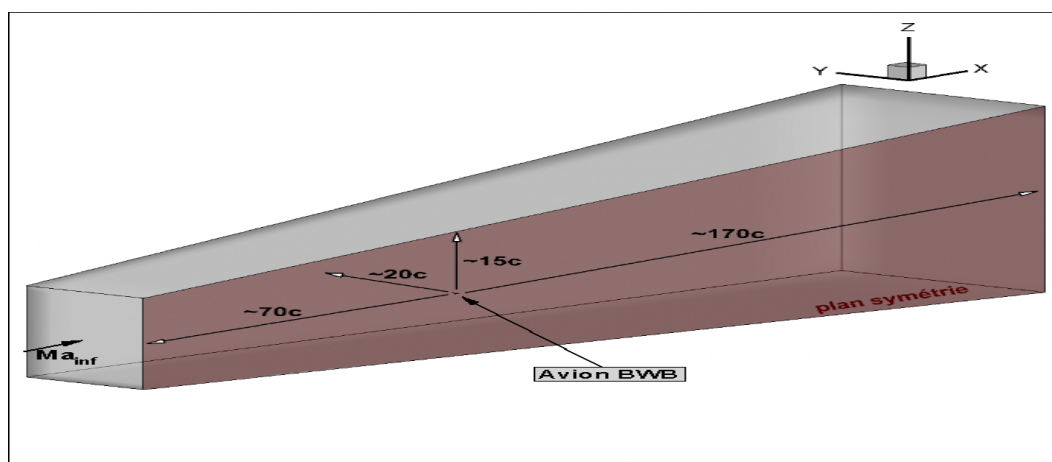


Figure 4.1 Dimension du domaine

Dans les analyses aérodynamiques, choisir un domaine assez grand garantit de ne pas être influencé par les conditions limites lointaines. De plus, le maillage doit être suffisamment fin

pour être capable de capter les chocs et les couches limites. Notez que seulement la moitié de la géométrie est utilisée en raison de la symétrie du modèle, ceci ayant pour objectif d'économiser du temps de calcul.

4.1.2 Maillage

Au niveau des maillages utilisés dans ce projet, on utilise, pendant la phase d'optimisation, des maillages de type non-structuré générés grâce au logiciel *ANSYS-Mesh*. Les détails de ce maillage sont illustrés à la figure 4.2 et au tableau 4.1.

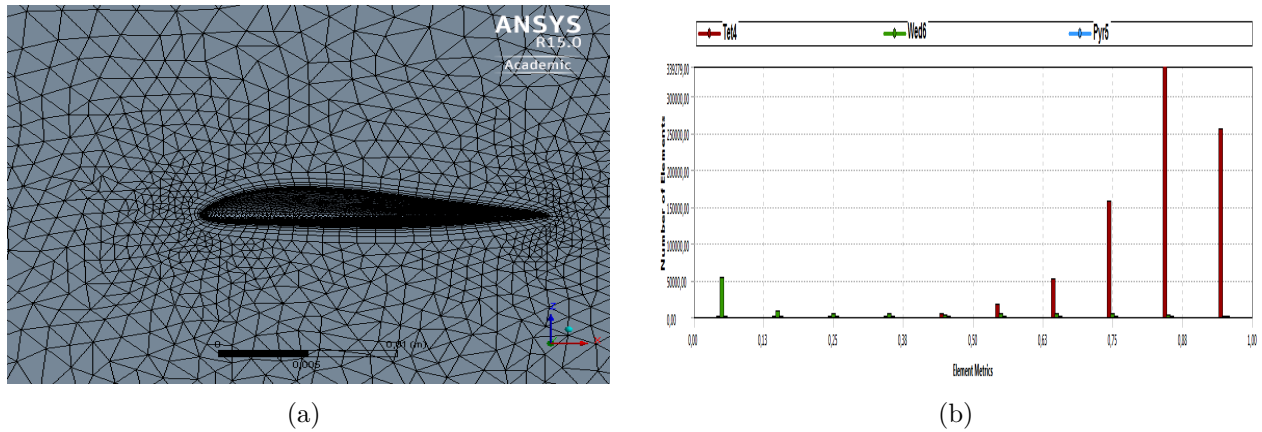


Figure 4.2 Maillage utilisé pour l'optimisation : a) Aperçu du maillage b) Qualité des éléments

Tableau 4.1 Statistiques du maillage choisi pour l'optimisation

Statistiques	
Nœuds	182750
Éléments	901716

Après avoir réalisé notre optimisation, on remaille la géométrie avec des maillages de type structuré cette fois-ci, en raison des avantages suivants :

- Génération de maillage plus facile à contrôler
- Résultats plus précis

On génère, avec *ICEM*, le maillage structuré grâce au concept de *Blocking* afin de bien contrôler la répartition des mailles. Dans ce concept, le domaine est divisé en boîtes plus petites, visant à contrôler et à raffiner le maillage dans les zones d'intérêts.

La phase préliminaire de génération du maillage est très importante car elle garantit la précision des résultats, permettant une analyse précise des profils. Par exemple, le ratio d'aspect et le changement de volume entre cellules adjacentes sont des critères auxquels on porte attention. En choisissant correctement le nombre de nœuds (ou de cellules) et leur répartition le long du profil, on contribue à augmenter la qualité globale du maillage tout en optimisant les temps de calculs. Dans tous les calculs *CFD*, il est nécessaire de réaliser une étude de convergence de maillage afin de comprendre la sensibilité du problème vis-à-vis de la taille des mailles. Pour réaliser cette étude de convergence, on a choisi une méthode basée sur celle de *Richardson* [4]. Dans cette méthode, on peut déterminer si le maillage choisi est assez fin pour notre étude. Selon les résultats obtenus de l'étude du maillage, données à l'annexe E, on a choisi le maillage M_2 . La figure 4.3 illustre le maillage choisi pour le calcul *CFD*, et le tableau 4.2 et la figure 4.4 en résume les statistiques .

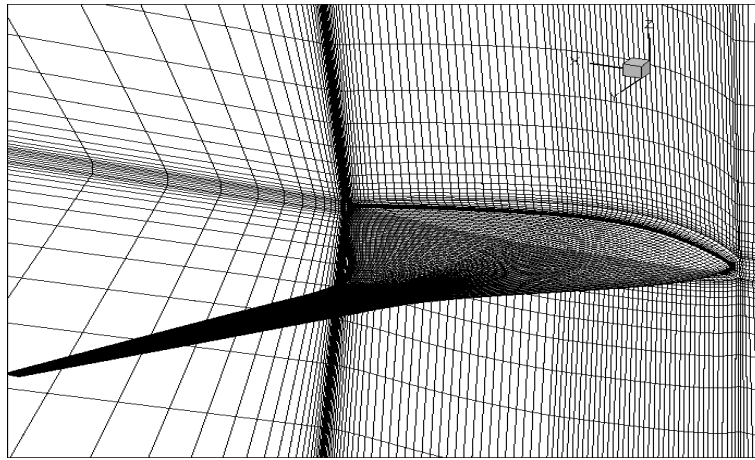


Figure 4.3 Aperçu du Maillage M_2

Tableau 4.2 Statistiques du maillage choisi pour l'analyse CFD

Statistiques de M2	
Nœuds	2502124
Éléments	2443938

4.1.3 Calcul *CFD*

Les équations de *Navier-Stokes* sont résolues et les paramètres aérodynamiques (C_L , C_D , C_P et ...) sont calculés par le logiciel commercial *FLUENT*. Cette analyse est faite en utilisant le solveur basé sur la densité, c'est-à-dire dédié aux écoulements compressibles. Notez que dans

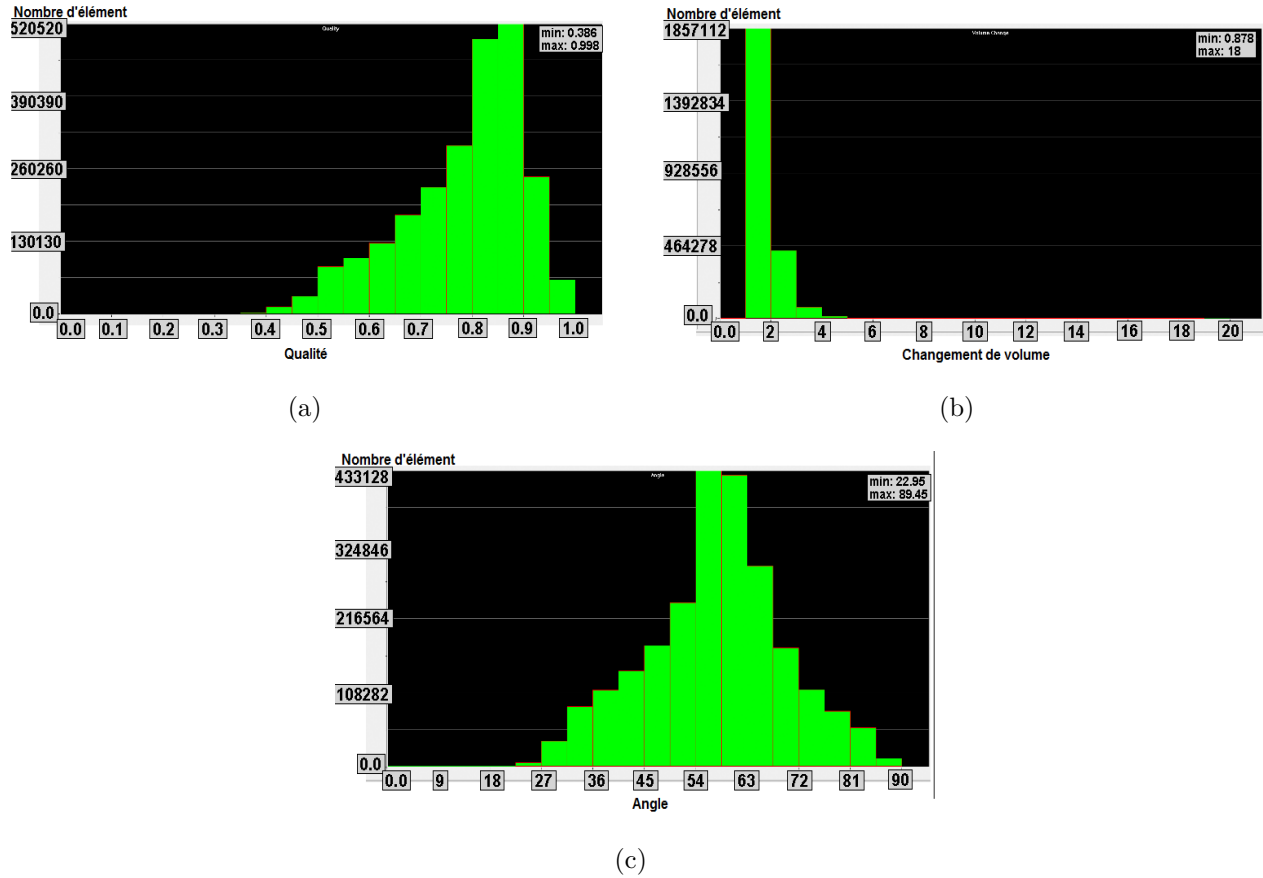


Figure 4.4 Histogramme du maillage : a) Qualité b) Changement de volume c) Angle

ce projet le modèle de turbulence *Spalart-Allmaras* est utilisé. Les avantages de ce modèle sont :

- Modèle simple à une équation qui résout une équation de transport supplémentaire modélisée pour la viscosité cinématique turbulente
- Précis et économique pour l'écoulement attaché à la paroi ou avec une séparation et une recirculation douce
- A démontré de bons résultats pour les couches limites assujetties aux gradients de pression inverses

Dans FLUENT, ce modèle a été implémenté afin d'utiliser les fonctions de parois, quand le maillage n'est pas suffisamment fin, et il peut être un bon choix pour une simulation avec un maillage grossier où la précision de calcul des écoulements turbulents n'est pas critique. L'air est considéré comme un gaz parfait, ses propriétés sont détaillées au tableau 4.3 et les conditions limites sont fournies au tableau 4.4. Afin d'avoir un meilleur taux de convergence, une intégration temporelle implicite est sélectionnée, ce qui permet d'enlever les conditions

de stabilité sur le pas de temps ($CFL < 1$). Pour le calcul des flux, le schéma de *Roe* est employé. Le tableau 4.5 présente les détails de la discrétisation spatiale. Grâce à ce calcul, les résultats finaux, tels que les forces, les moments, les coefficients aérodynamiques, les contours de pression, de Mach, les lignes de courant et les vecteurs de vitesse seront obtenus.

Tableau 4.3 Propriétés du gaz

Type du matériel	Fluide (l'air)
Densité	gaz parfait
C_P	1006.43 (constant)
Viscosité	1.4334E-05

Tableau 4.4 Conditions Limites

Zone	Propriétés
Farfield	Gauge Pressure = 23842 Pa Mach = 0.8 Turbulent Viscosity ratio = 3 Angle = 0 Temperature = 218.808 K
Symmetry	Symmetry
Fluid	Fluid
Wing	Solid

Tableau 4.5 Discrétisation spatiale

Discrétisation spatiale	
Gradient	Green-Gauss Cell Based
Flow	Second Order Upwind
Modified Turbulent Viscosity	First Order Upwind

Après avoir défini les étapes du calcul *CFD*, on peut commencer à discuter des résultats obtenus dans les étapes de notre projet. Ceux-ci seront présentés dans le prochain chapitre.

CHAPITRE 5 Résultats

Il a été expliqué que pour cette étude, l'optimisation comporte trois étapes principales (voir figure 2.2) :

- Optimisation 2D de chacun des trois profils principaux
- Optimisation 3D du BWB en réutilisant les profils 2D optimisés à l'étape précédente
- Optimisation 3D locale, dans la zone corps-nacelle, pour l'intégration moteur

Ces étapes seront reprises en détails dans les sections suivantes.

5.1 Résultats de l'optimisation 2D

Dans la première étape de ce projet, trois optimisations 2D sont réalisées indépendamment dans le but d'avoir un point de départ pour l'optimisation 3D. Notre objectif est de minimiser le coefficient de traînée tout en respectant les contraintes de cabine et de volume réservé au carburant. Afin de contrôler la géométrie, on utilise douze points de contrôle pour chaque profil. En considérant le fait de fixer le premier et le dernier point, il nous reste dix points de contrôle comme variables de design. Chaque optimisation est faite avec un angle d'attaque fixé à une valeur qui a été obtenue par Vinh Van LA [26]. Les trois angles d'attaque sont fournis au tableau 5.1. À cette étape, l'angle d'attaque n'est pas ajouté aux variables de design, car il sera ajouté dans les étapes 3D subséquentes.

Tableau 5.1 Angles d'attaque optimisés

Section	AOA
Emplanture	-0.3676
Brisure	1.2305
Extrémité	0.8024

Les figures 5.1, 5.5 et 5.6 montrent l'évolution du coefficient aérodynamique, C_D , par rapport à l'itération durant l'optimisation pour les trois profils de l'emplanture, de la brisure et de l'extrémité respectivement. Pendant l'optimisation, afin de fixer le coefficient de portance, on le définit comme une contrainte dans l'optimiseur et on met une petite plage pour C_L , montrée au tableau 5.2. Si on fixe le C_L avec une valeur exacte, l'optimiseur n'a pas assez de marges de design pour générer la géométrie optimale. Le tableau 5.3 donne les coefficients aérodynamiques pour les trois profils principaux obtenus de l'optimisation 2D.

Afin d'avoir un espace suffisant pour la cabine, le design conceptuel pour l'emplanture nous

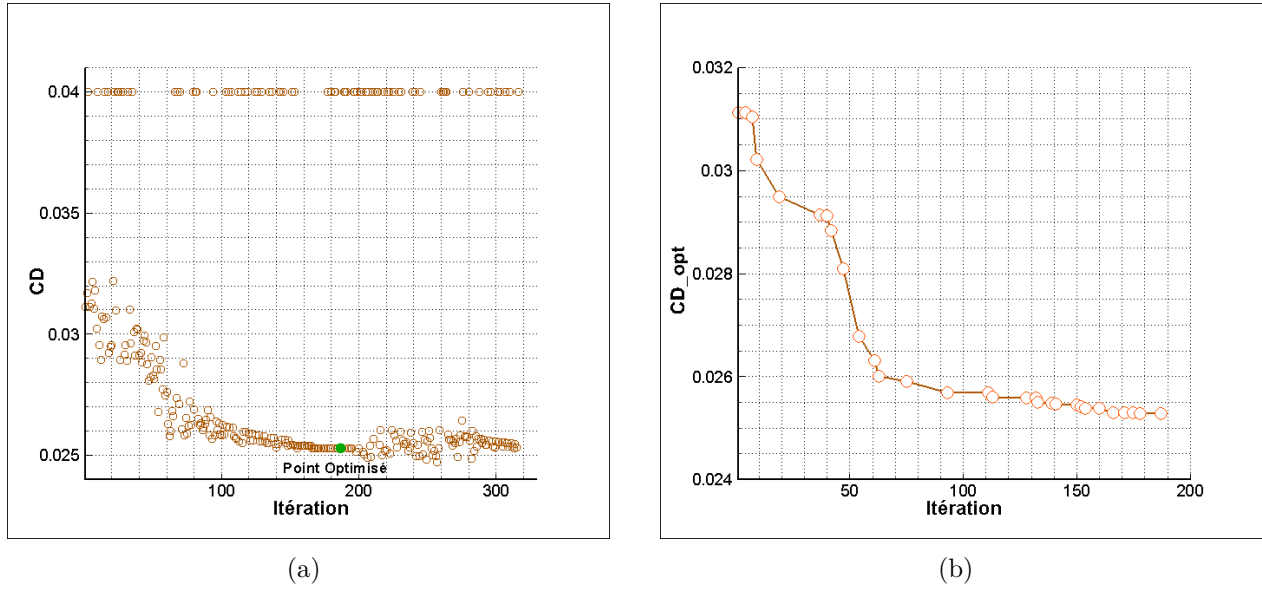


Figure 5.1 C_D vs. *Itération en 2D(Emplanture)* : a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation

Tableau 5.2 Plage de C_L

	min C_L	max C_L
Root	0.00	0.10
Kink	0.4	0.45
Tip	0.36	0.40

Tableau 5.3 Coefficients aérodynamiques en optimisation 2D

Emplanture				
Profil	EH2012	Optimisé	Différence(%)	Différence absolue
C_D	0.031131	0.025274	-18.8 %	-0.006
C_L	0.0454	0.035	-22.2 %	-0.01
Brisure				
Profil	RAE2822	Optimisé	Différence(%)	Différence absolue
C_D	0.029555	0.012361	-58.2 %	-0.01719
C_L	0.4223	0.4371	+3.5 %	+0.014
Extrémité				
Profil	RAE2822	Optimisé	Différence(%)	Différence absolue
C_D	0.026708	0.012706	-52.4 %	-0.014
C_L	0.3782	0.3949	+4.4 %	+0.016

propose le profil *EH2012*. Dans la procédure d'optimisation de ce profil, l'objectif est de minimiser le (C_D) en maintenant C_L presque constant. Le tableau 5.3 nous montre qu'on peut obtenir une réduction de 18.8% du C_D sur l'emplanture. Les figures 5.2, 5.3 et 5.4 illustrent également la forme géométrique des profils, le contour de Mach et le coefficient de pression avant et après l'optimisation. D'après les contours du nombre de Mach, le choc est moins fort après l'optimisation. Cependant pour ce profil, il est difficile de réduire encore l'effet du choc en raison de la contrainte liée à la position de la cabine.

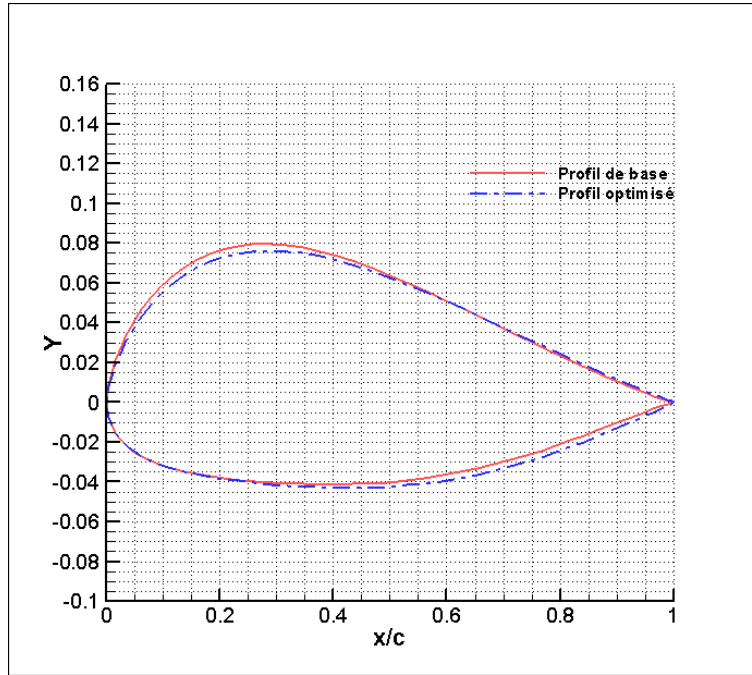


Figure 5.2 Profil de l'emplanture, avant et après optimisation

Au niveau de la brisure et de l'extrémité, en utilisant le profil choisi par le design conceptuel, c'est-à-dire le RAE2822, on fait deux optimisations indépendantes pour deux angles d'attaque différents. Celles-ci sont faites dans l'objectif de minimiser le C_D en maintenant C_L presque constant. La contrainte est de fixer la surface et on la vérifie à chaque itération. Les figures 5.5, 5.6 montrent les graphes de ratio L/D en fonctions des itérations. La convergence de $C_{D_{optimisé}}$ dans chaque graphe confirme que les optimisations 2D sont bien faites.

Les profils avant et après l'optimisation sont illustrés aux figures 5.7 et 5.8. Selon les résultats aérodynamiques présentés au tableau 5.3, on obtient des réductions de 58.2% et 52.4% du C_D respectivement pour les deux profils de la brisure et de l'extrémité. En ce qui concerne le C_L , les résultats montrent que l'on a perdu 0.01 de C_L à l'emplanture, mais on observe un léger gain de C_L aux autres profils. En 3D, on fixera le C_L de l'avion complet. Les figures 5.9

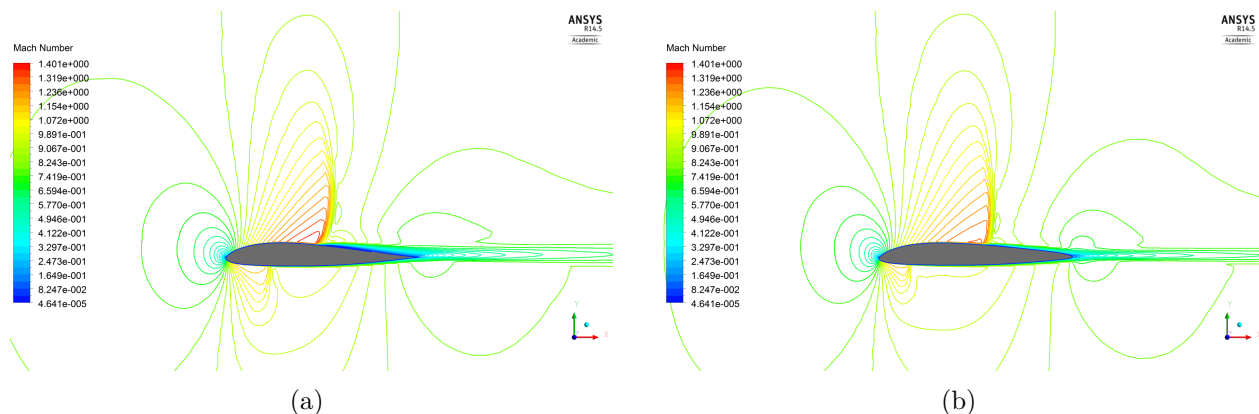


Figure 5.3 Contour de Mach de l'emplanture : a) EH2012 b) Optimisé

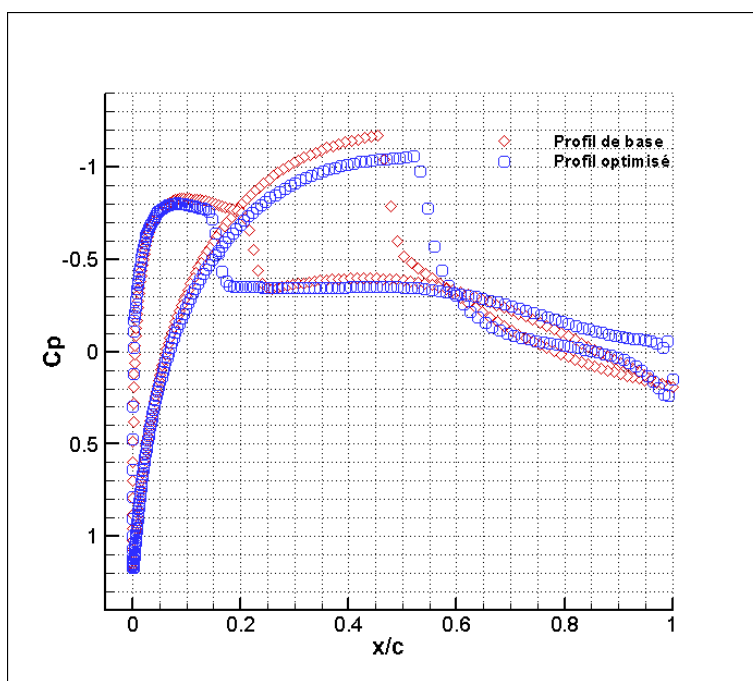
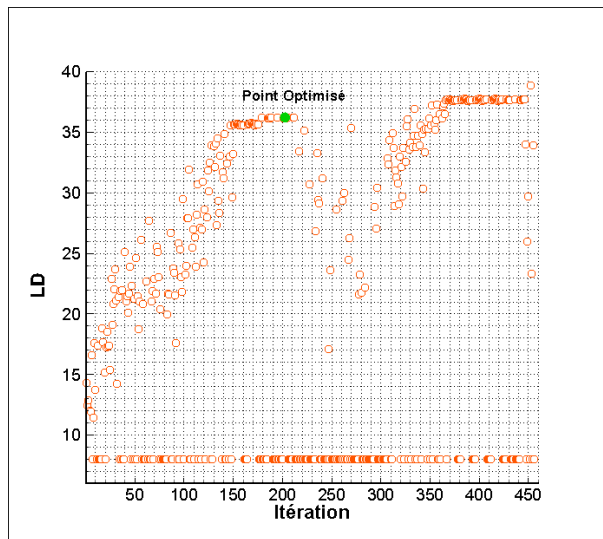


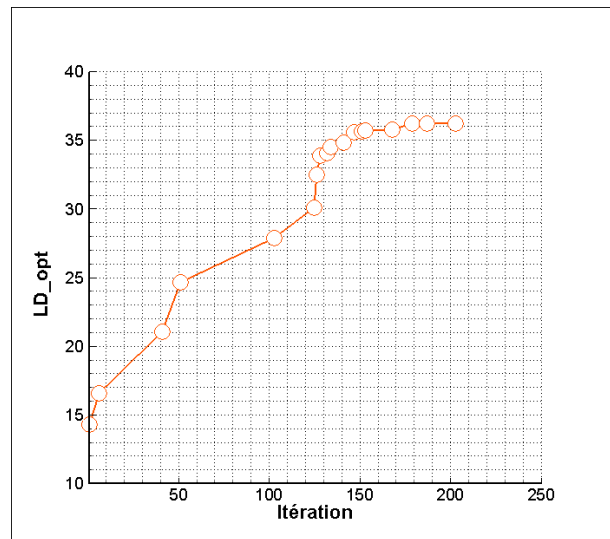
Figure 5.4 C_P , avant et après l'optimisation

et 5.10 illustrent également les contours du nombre de Mach pour les profils avant et après optimisation et le coefficient de pression pour ces deux profils est montré à la figure 5.11. Elles montrent que le choc est moins fort et plus étendu dans le cas optimisé.

Ces résultats nous confirment que la méthode utilisée dans cette étude permet d'obtenir des réductions significatives de la traînée. Utilisant les résultats de l'optimisation 2D, on peut maintenant passer en 3D, en prenant les trois profils optimisés ci-dessus comme point

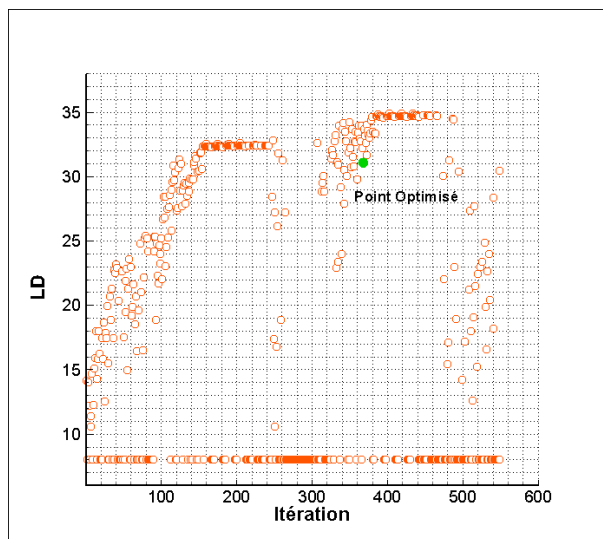


(a)

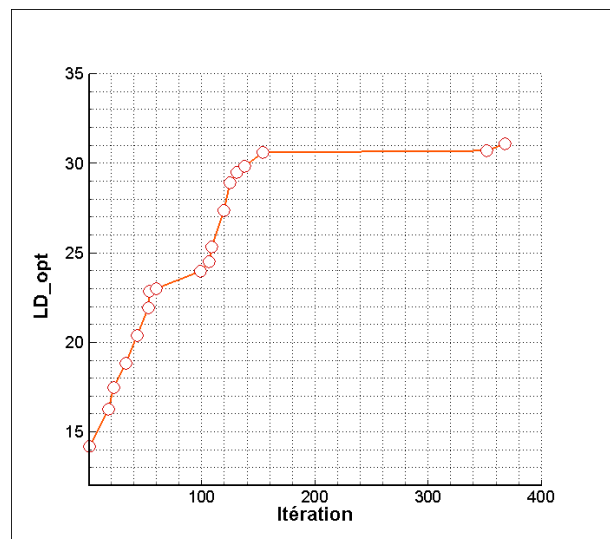


(b)

Figure 5.5 L/D vs. $Itération$ en $2D(Brisure)$: a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation



(a)



(b)

Figure 5.6 L/D vs. $Itération$ en $2D(Bout)$: a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation

d'entrée.

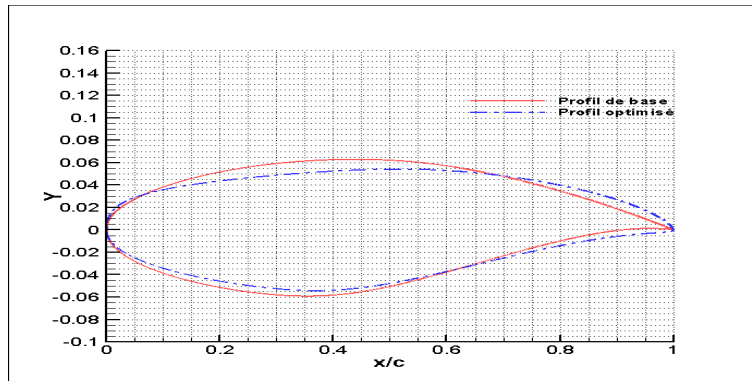


Figure 5.7 Profil de la brisure, avant et après optimisation

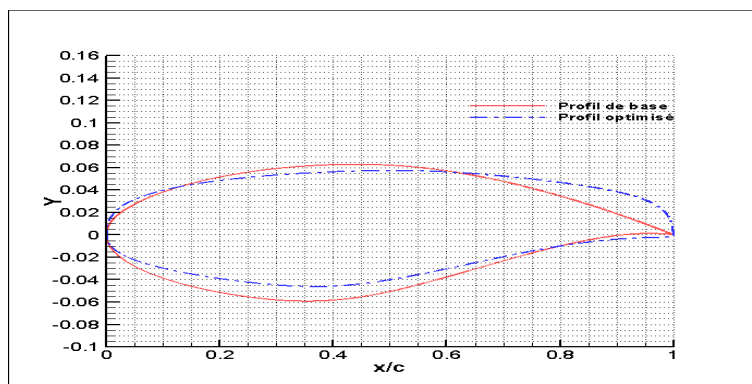


Figure 5.8 Profil de l'extrémité, avant et après optimisation

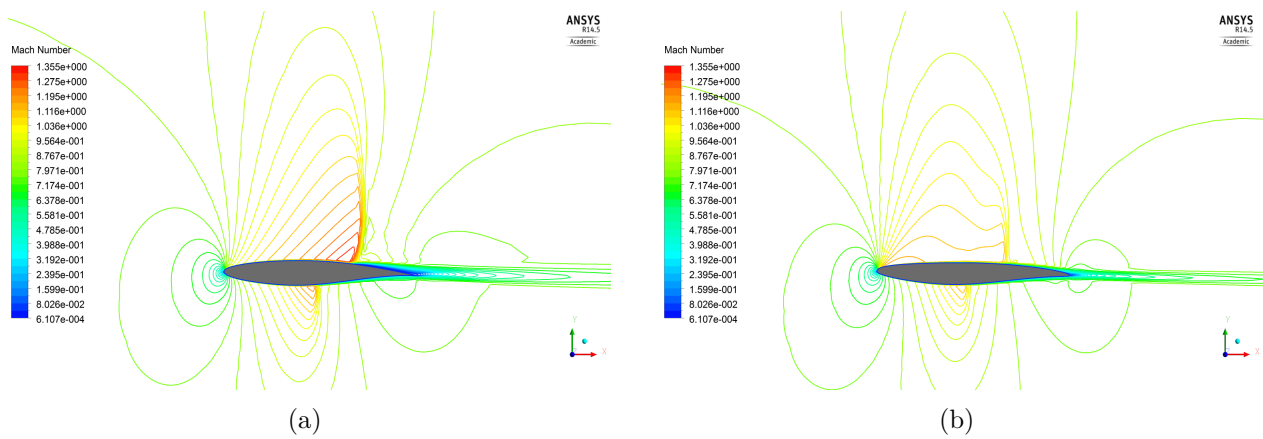


Figure 5.9 Contour de Mach de la brisure : a) RAE2822 b) Optimisé

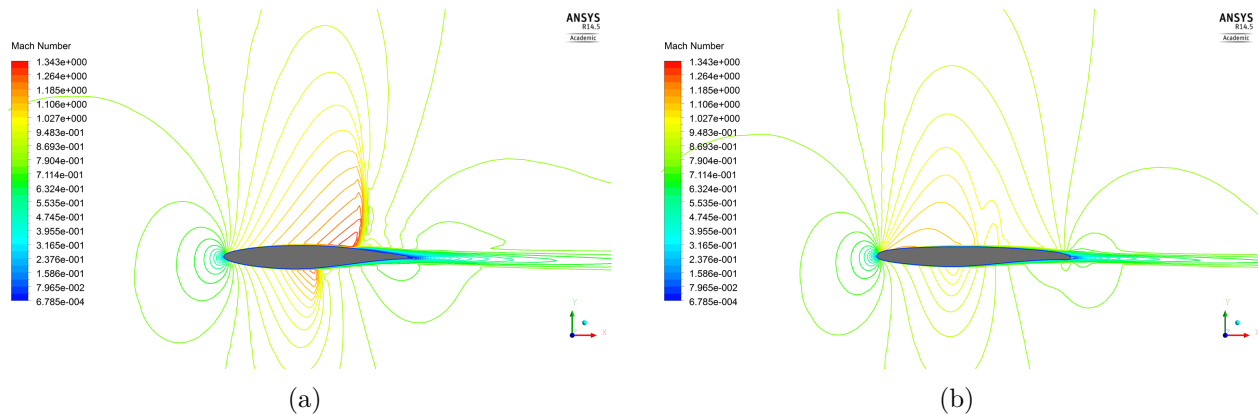


Figure 5.10 Contour de Mach de l'extrémité : a) RAE2822 b) Optimisé

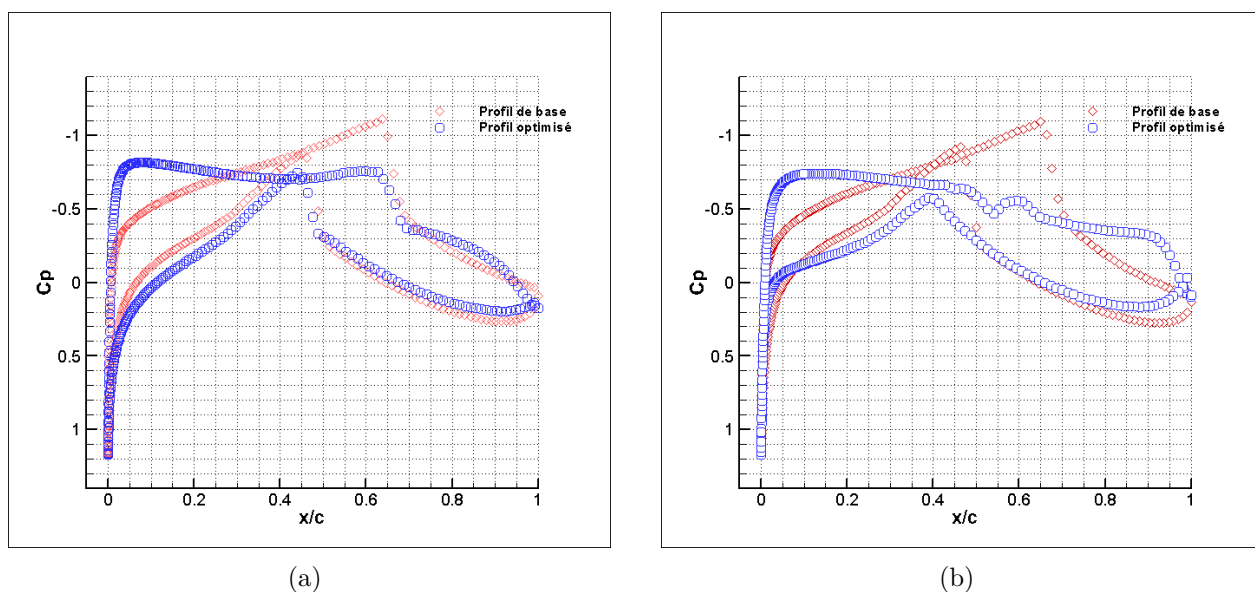


Figure 5.11 C_p : a) Brisure b) Extrémité

5.2 Résultats de l'optimisation 3D du BWB sans moteur

À cette étape du projet, une optimisation 3D est réalisée en utilisant les résultats de l'optimisation 2D comme point de départ. Selon le processus d'optimisation qui a déjà été expliqué, au stade de l'optimisation 3D, on fait deux optimisations en parallèle afin de réduire la quantité de variables d'optimisation et d'économiser le temps de calcul. Le résultat CFD sur le cas initial montre que le profil de l'emplanture et de la brisure ont une plus grande influence sur l'effet du choc que celui de l'extrémité. Par conséquent, on élimine l'optimisation du profil

de l'extrémité et on réalise deux optimisations parallèles pour l'emplanture et la brisure. Pour optimisation parallèle, l'optimisation du profil de l'emplanture sera faite en conservant le profil de la brisure, et vice-versa pour les deux optimisations.

Il faut noter que pour la brisure, on réduit les variables à cinq, soient quatre points de contrôle et un angle d'attaque, mais que pour l'emplanture, on garde les dix points de contrôle comme variables en raison de la contrainte de l'emplacement de la cabine. En ajoutant l'angle d'attaque pour ce profil, on a onze variables pour son optimisation. Les figures 5.12 et 5.13 montrent les graphes du ratio L/D et $L/D_{\text{optimisé}}$ par rapport à l'itération pour les deux optimisations parallèles ci-dessus.

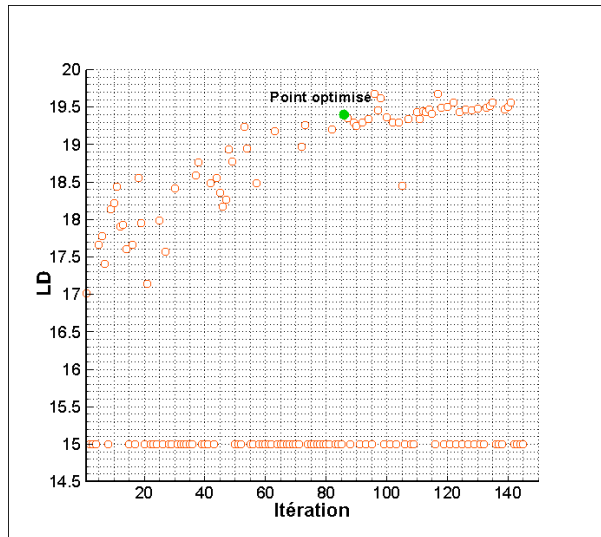
Ensuite, en combinant les résultats de deux optimisations parallèles, une géométrie finale est générée. Le tableau 5.4 montre également les coefficients aérodynamiques et la décomposition de C_D obtenue grâce à la méthode de *Farfield* [10, 15]¹. À l'aide de cette méthode, détaillé à l'annexe F, on peut avoir les sources de la traînée. Selon ces résultats, on obtient une réduction de 23.7% sur le coefficient de traînée total et une réduction de toutes les composantes de traînée. Pour le ratio $\frac{L}{D}$, on observe alors une augmentation de 31.86% avant et après optimisation, qu'indiqué au tableau 5.5. Ces résultats montrent également une valeur de $\frac{L}{D}$ de 10.94% supérieur à la littérature [38] pour un avion de taille similaire. La comparaison de l'iso-surface pour deux nombre de Mach, 1.1 et 1.2 est montrée à la figure 5.14. On remarque une disparition presque complète des Mach supérieur à 1.2. On peut également regarder le coefficient de pression pour trois sections principales à la figure 5.15. Aux Annexes A et B, les détails du calcul CFD et l'optimisation sont donnés.

Tableau 5.4 Coefficients aérodynamiques en optimisation 3D sans moteur

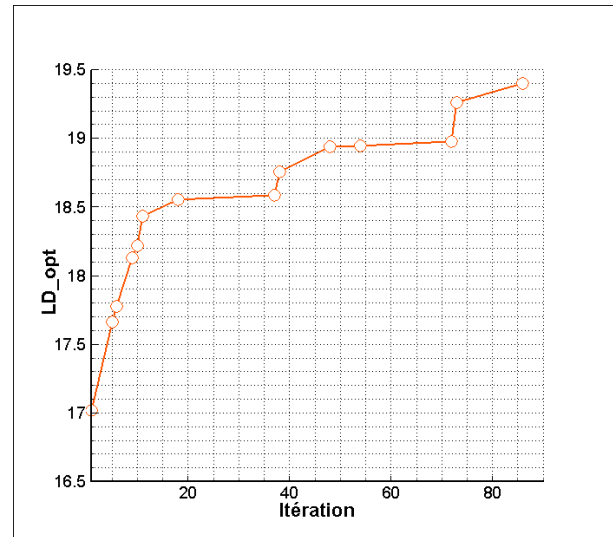
	Initial	Optimisé	Différence
C_L	0.2553	0.2569	+0.6 %
$C_D \times 10^{-4}$	158.79	121.22	-23.7 %
$C_{D_{viscous}} \times 10^{-4}$	107.60	77.75	-27.7 %
$C_{D_{induced}} \times 10^{-4}$	34.06	27.17	-20.2 %
$C_{D_{wave}} \times 10^{-4}$	5.44	1.35	-75.2 %
$C_{D_{spurious}} \times 10^{-4}$	11.69	14.95	+21.6 %

Ayant optimisé en 3D le corps sans moteur, nous pouvons maintenant nous intéresser à l'intégration moteur, en ajoutant la nacelle. Cette troisième étape est décrite à la section

1. Le code de décomposition utilisé est celui de *B. MALOUIN* [15]

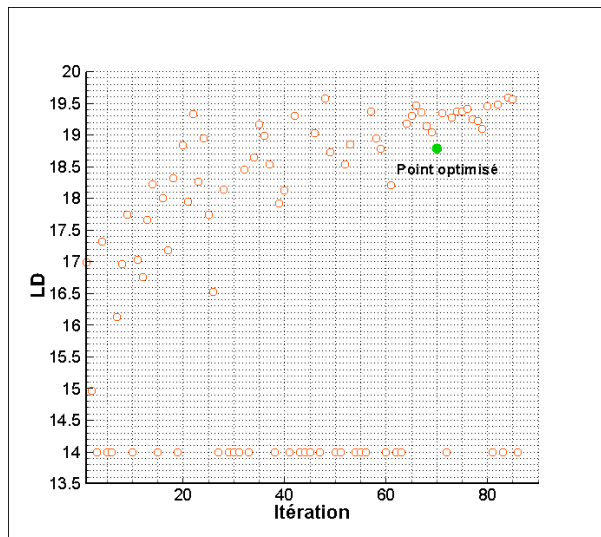


(a)

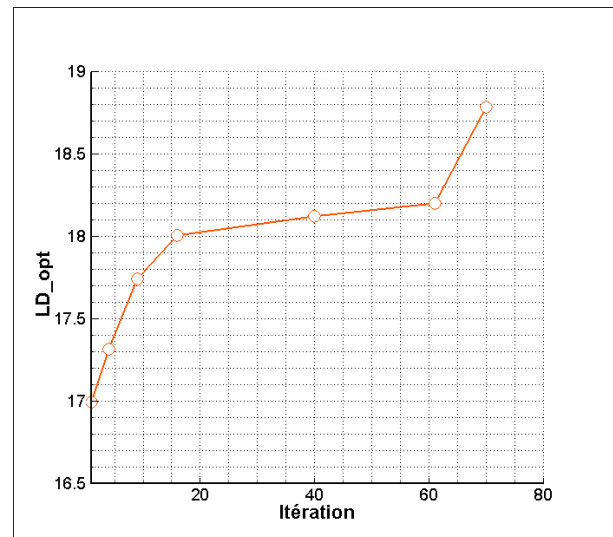


(b)

Figure 5.12 L/D vs. *Itération* en 3D sans moteur (*Emplanture*) : a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation



(a)



(b)

Figure 5.13 L/D vs. *Itération* en 3D sans moteur (*Brisure*) : a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation

suivante.

Tableau 5.5 Ratio L/D

	Initial	Optimisé	Pambagjo
L/D	16.07	21.19	18.87

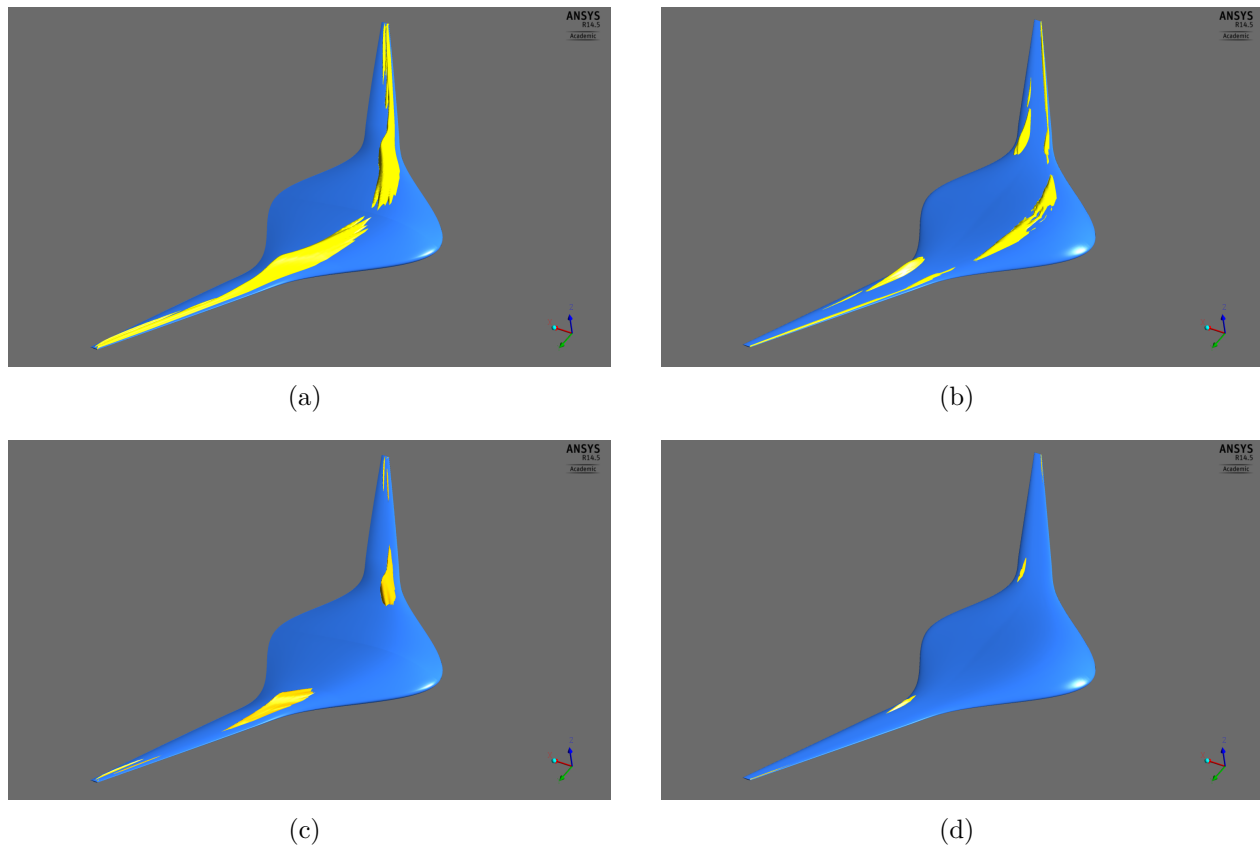


Figure 5.14 Isosurface de Mach : a) Initial($Ma = 1.1$) b) Optimisé($Ma = 1.1$) & c) Initial($Ma = 1.2$) d) Optimisé($Ma = 1.2$)

5.3 Intégration moteur

Pour réaliser l'intégration moteur sur le BWB optimisé, on ajoute une nacelle au corps principal. Sachant que le design conceptuel du BWB est comparé à l'avion classique *A320* [1], le moteur choisi est le *CFM-56*, également utilisé sur le *A320*. Notez que dans cette étude, le pylône n'est pas modélisé et on utilisera une nacelle vide (Through-flow).

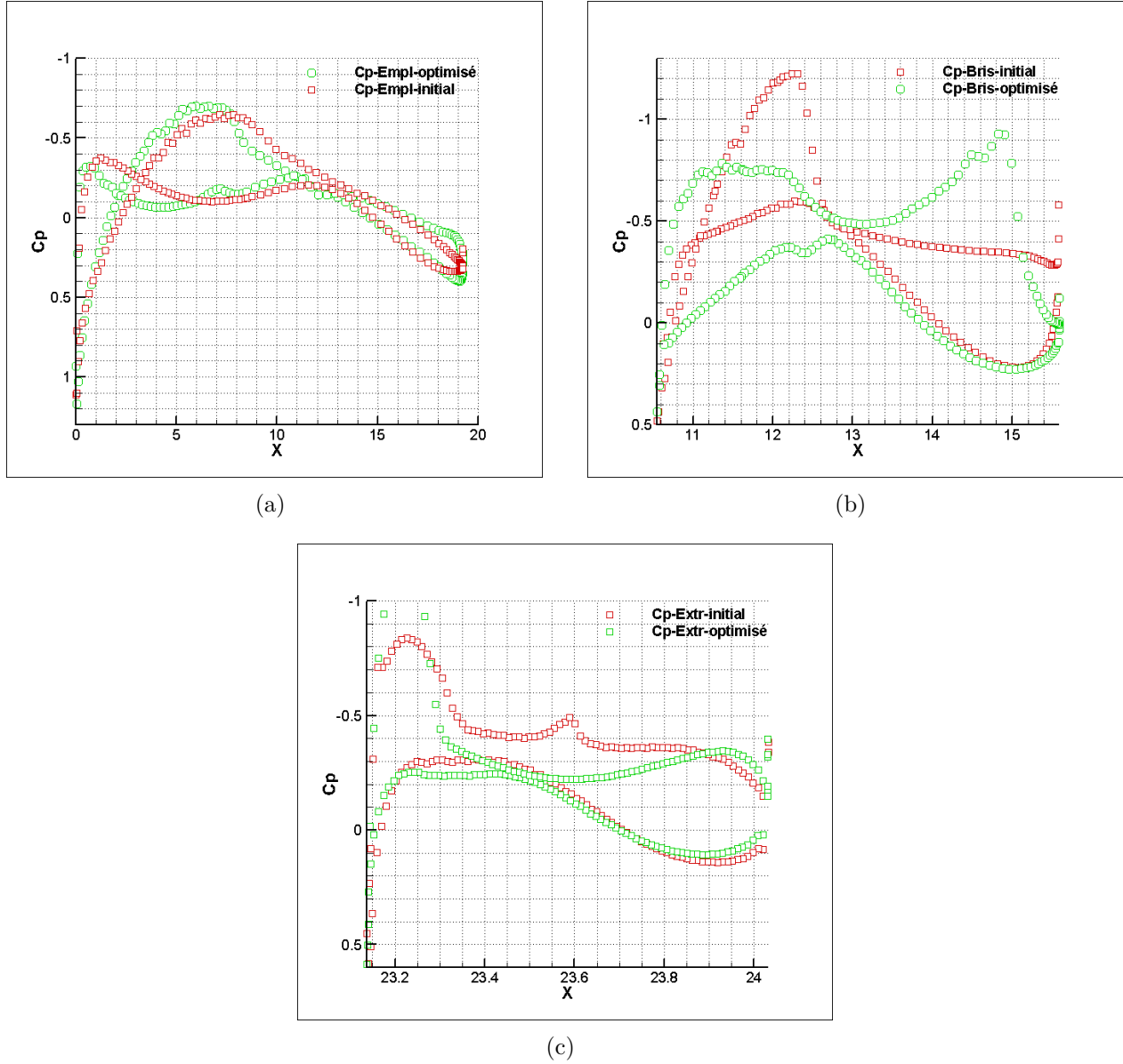


Figure 5.15 C_P : a) Emplanture b) Brisure c) Extrémité

5.3.1 Choix de la position du moteur

Avant de passer à l'étape d'optimisation locale dans la zone corps-nacelle, il est nécessaire de choisir la position initiale du moteur. Celle-ci est choisie en considérant trois types de données : aérodynamique, stabilité et sécurité. Des considérations de sécurité influencent la position selon la corde : on choisit d'installer le moteur en arrière de la cabine passager, c'est-à-dire après $\frac{x}{c} = 0.65$. Concernant le choix de la hauteur de la nacelle, z , une faible hauteur

causera un choc fort dans la zone corps-nacelle ; à l’opposé, si on monte trop la nacelle, cela augmente le moment de tangage qui, si il est trop important, peut empêcher l’avion de décoller. Concernant la position y , si la nacelle est trop loin du plan de symétrie, on augmente les problèmes de stabilité, notamment dans le cas d’une propulsion asymétrique. Au contraire, si la nacelle est déplacée vers le plan de symétrie, l’effet du choc entre les deux moteurs sera augmenté et cela causera une augmentation du C_D . La figure 5.16 montre un schéma de certaines possibilités de placement du moteur. En faisant les calculs aérodynamiques préliminaires pour les positions ci-dessous, tel qu’illustré à l’annexe C, nous avons choisi $\frac{x}{c} = 0.75$, $\frac{y}{l} = 0.12$ et $z = 2.5m$ comme position initiale. Cette position est montrée à la figure 5.17. L’optimisation de l’installation moteur se fera donc à cette position.

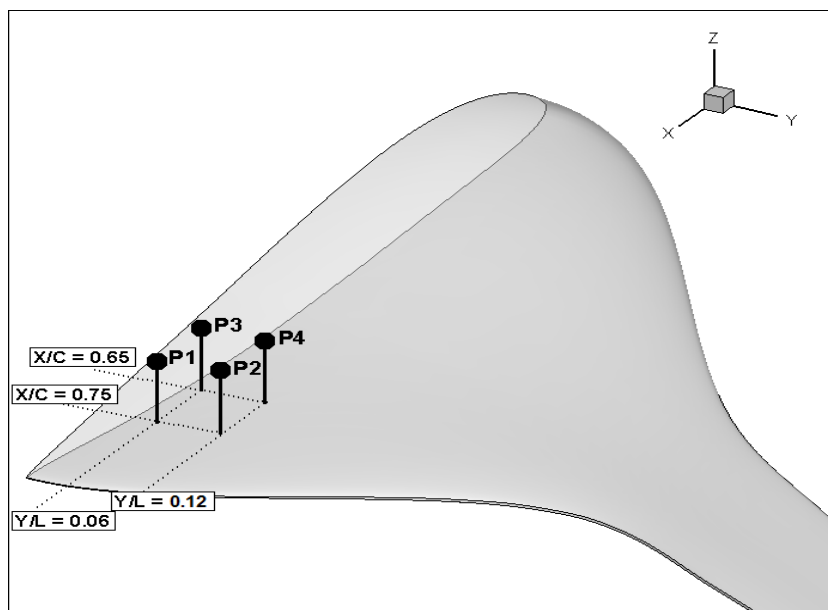


Figure 5.16 Possibilités de la position moteur

5.4 Aérodynamique de l’installation initiale

En utilisant le type et la position de la nacelle choisie, un choc, lié à l’intégration de la nacelle est généré, tel qu’illustré à la figure 5.18. Ceci a une influence sur le coefficient de traînée en raison d’une séparation générée dans cette zone. Cette séparation est montrée à la figure 5.19 et les résultats aérodynamiques avant et après l’installation du moteur, sont donnés aux tableaux 5.6 et 5.7. Le tableau 5.6 fournit la traînée de l’avion sans nacelle, la traînée de la nacelle seule, la somme de ces deux traînée qui constitue une référence et la traînée avec nacelle. La dernière colonne appelé traînée d’interférence donne la différence entre la traînée de l’avion avec nacelle moins la somme des traînées de l’avion seul et de la nacelle seul. Ces

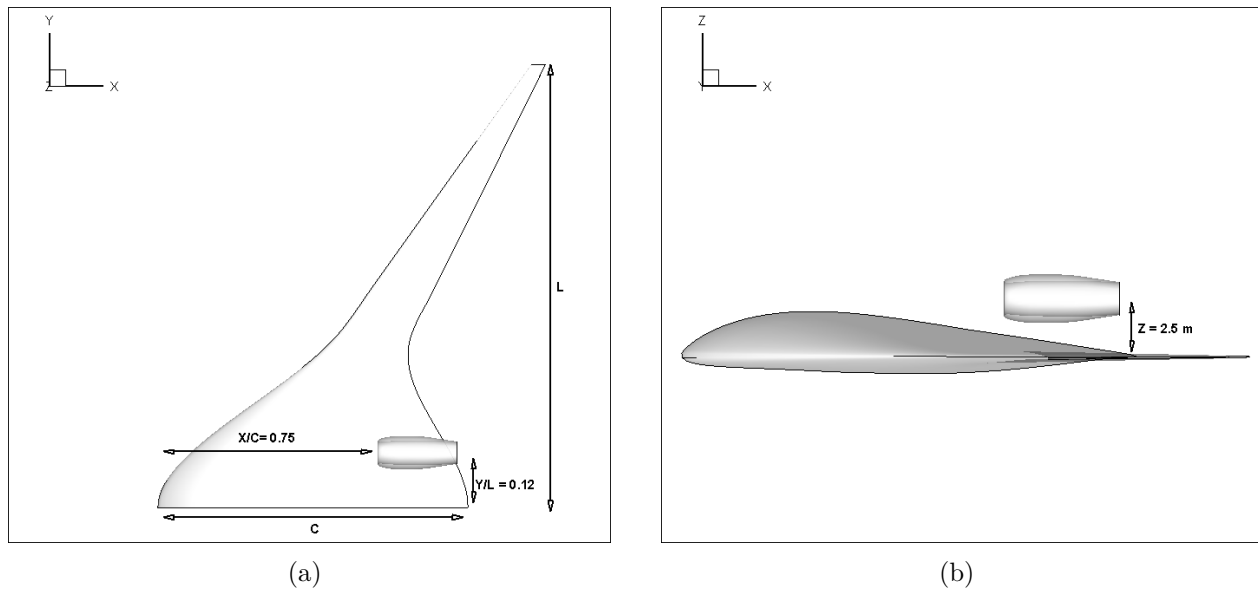


Figure 5.17 Position choisie pour la nacelle : a) Vue xy b) Vue xz

résultats montrent qu'en ajoutant la nacelle, on a une augmentation de la traînée. Au niveau de la décomposition de la traînée, tableau 5.7, on remarque que la principale contribution provient de la traînée visqueuse, en raison de la séparation de la couche limite.

Tableau 5.6 Coefficient de traînée avant et après l'installation de la nacelle

	Sans nac.	Nac.	Sans nac. + nac.	Avec nac.	Traînée d'interférence
C_D	0.012122	0.00089	0.013012	0.016677	0.003665

Tableau 5.7 Coefficients aérodynamiques de l'avion seul avant et après l'installation moteur

	Sans moteur	Avec moteur	Différence
C_L	0.2596	0.2556	-1.5 %
$C_D \times 10^{-4}$	121.22	166.77	+37.6 %
$C_{D_{viscous}} \times 10^{-4}$	77.75	108.30	+39.3 %
$C_{D_{induced}} \times 10^{-4}$	27.17	28.24	+3.9 %
$C_{D_{wave}} \times 10^{-4}$	1.35	6.00	+344.4 %
$C_{D_{spurious}} \times 10^{-4}$	14.95	24.22	+62 %

Ces résultats montrent la sensibilité de l'aérodynamique transsonique et l'importance de l'optimisation de l'installation moteur. Le but de cette partie du projet, notre but est donc de réduire le C_D en éliminant la séparation d'écoulement en réalisant une optimisation locale du corps principal dans la zone corps-nacelle.

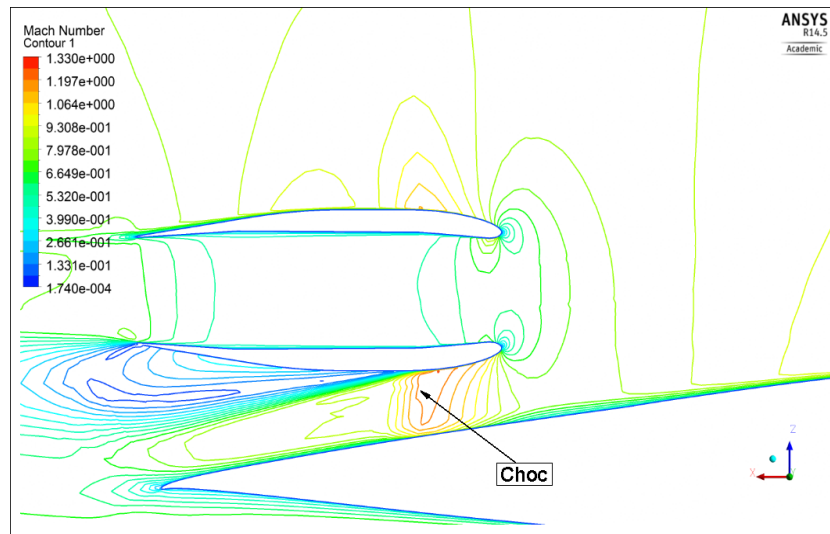


Figure 5.18 Contour du Mach dans la zone corps-nacelle

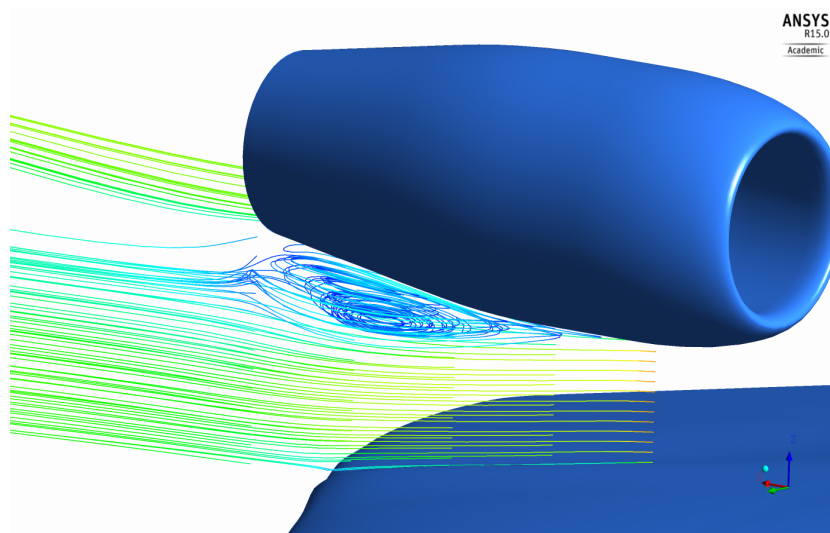


Figure 5.19 Séparation néfaste dans la zone corps-nacelle

5.4.1 Optimisation locale du corps principal dans la zone corps-nacelle

Il a été expliqué qu'au niveau de la génération de la géométrie, on fait une interpolation sur les trois profils principaux (l'emplanture, la brisure et l'extrémité) et on obtient 26 profils interpolés. Dans la zone corps-nacelle, en choisissant les trois profils montrés à la figure 5.20, on peut localement contrôler la géométrie et réaliser une optimisation locale afin de tenter d'éliminer la séparation.

Au niveau de la définition des variables, on choisit quatre points de contrôle pour chaque

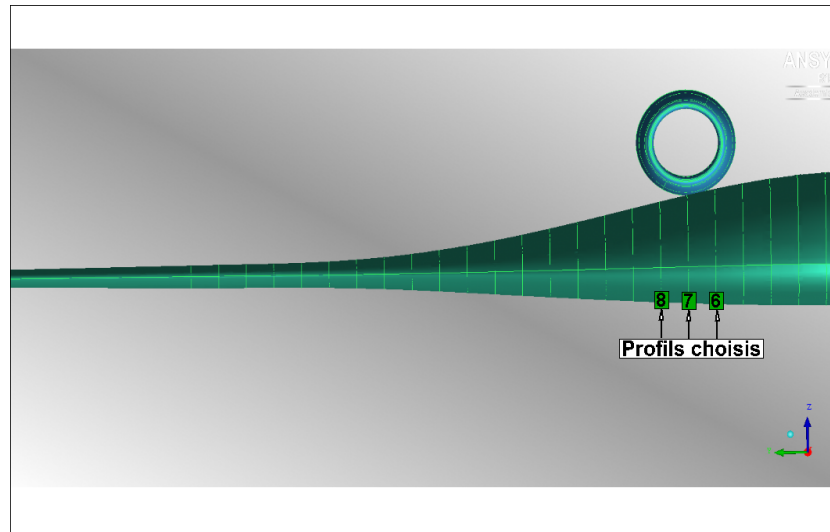


Figure 5.20 Profils choisis pour l'optimisation locale

profil. En fixant le premier et le dernier point, les deux autres points se déplacent verticalement pour contrôler la courbe. Notez que pour chaque profil, en raison de la contrainte de la cabine, on commence les modifications à 65 % de la corde de la courbure. Donc, pour trois profils aux sections 6, 7 et 8, on obtient au total six points de contrôle comme variables de design. La figure 5.21 illustre les coordonnées verticales des points de contrôle utilisés. Dans cette optimisation, l'angle d'attaque n'est pas utilisé comme une variable.

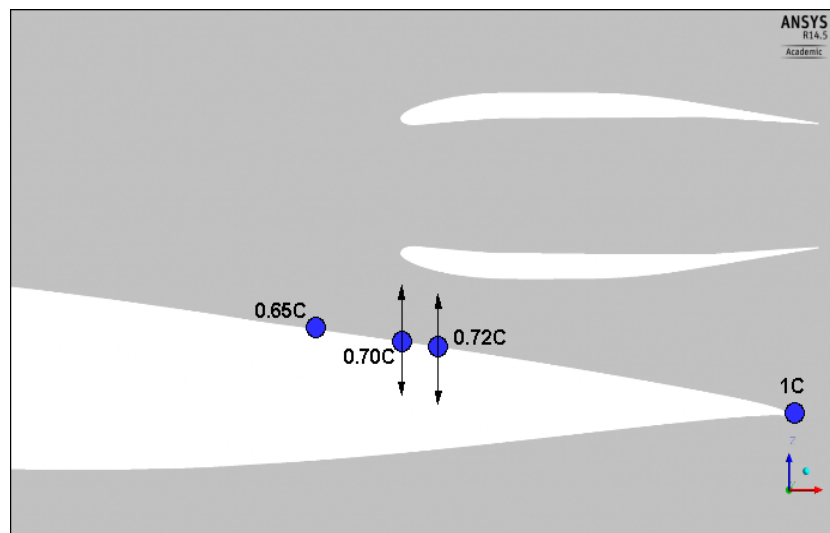


Figure 5.21 Les coordonnées verticales des points de contrôle

Une optimisation locale 3D est réalisée afin de maximiser le ratio L/D tout en respectant la

contrainte de la cabine. Pendant l'optimisation, afin de fixer la valeur du C_L , on a défini une contrainte dans les paramètres de l'optimiseur *Isight* avec une plage convenable. La figure 5.22 montre le graphe de L/D et $L/D_{\text{optimisé}}$ en fonction des itérations. En choisissant le point optimisé, on peut obtenir trois profils choisis optimisés. La figure 5.23 montre ceux-ci, avant et après l'optimisation.

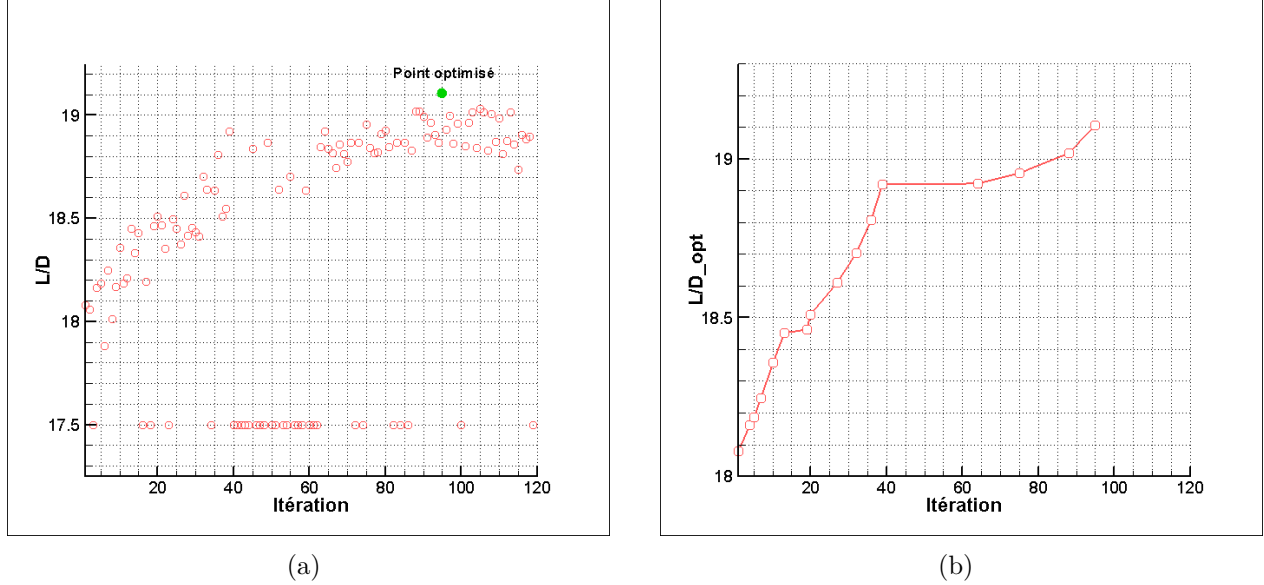
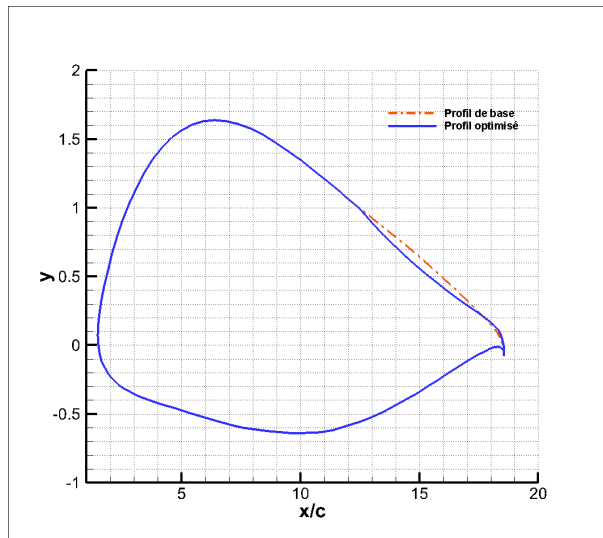


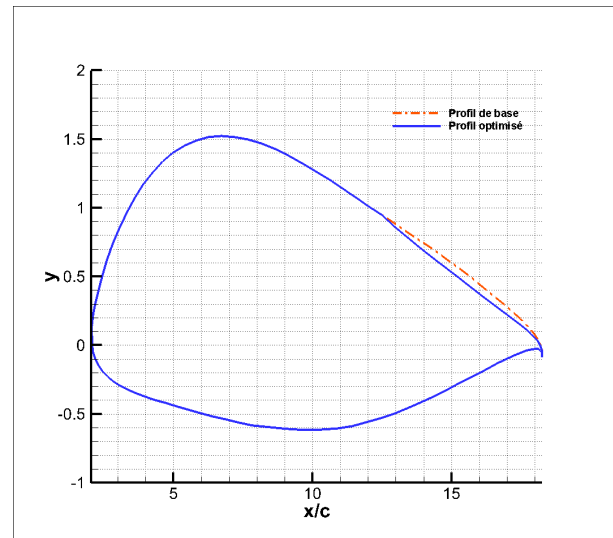
Figure 5.22 L/D vs. itération pour l'optimisation locale 3D dans la zone corps – nacelle :
a) Espace du design b) Convergence de l'optimisation

En faisant une analyse *CFD* sur les cas initial et optimisé, les résultats nous montrent que le choc est déplacé vers l'arrière et la séparation a disparue, tel qu'illustré à la figure 5.24. La disparition de la séparation conduit à réduire le coefficient de traînée, selon le tableau 5.8. D'après ces résultats, une réduction de -7.4% de C_D nous confirme que l'optimiseur a bien pu éliminer la séparation d'écoulement, comme montré à la figure 5.24(b). On peut également regarder le coefficient de pression pour les trois profils locaux à la figure 5.25.

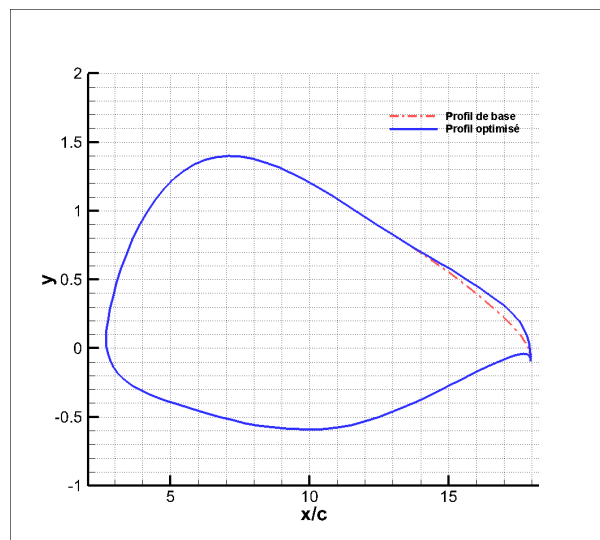
Le tableau 5.9 nous donne tous les résultats finaux de l'installation moteur. Il y a une augmentation de +27.4 % de C_D entre le BWB sans moteur et avec moteur optimisé. Selon ce tableau, on a gagné une réduction de la traînée d'interférence de 33.6 %, donné au tableau 5.10. Ces résultats finaux nous confirment que la méthodologie utilisée dans cette étude a été capable de réduire la traînée d'interférence.



(a)



(b)



(c)

Figure 5.23 Profils optimisés dans la zone corps-nacelle : a) 6^{ème} b) 7^{ème} c) 8^{ème}

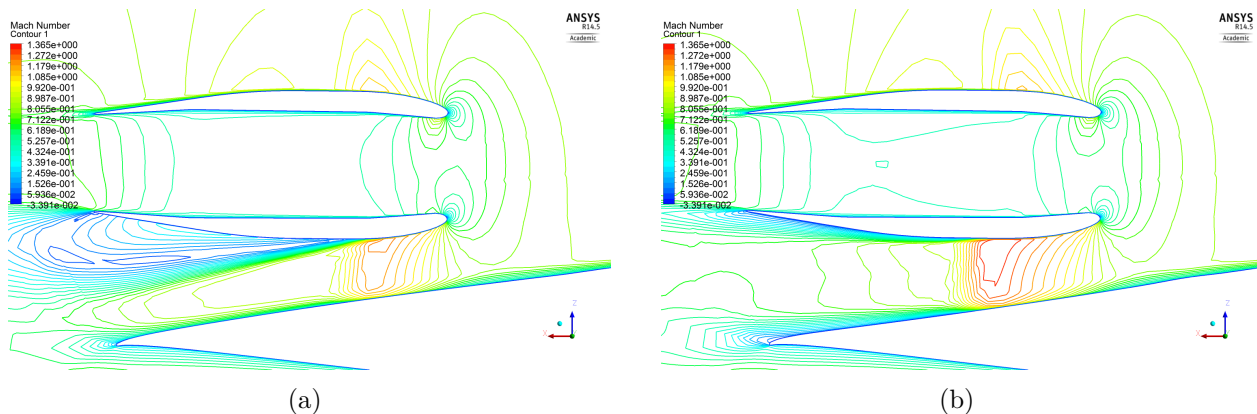


Figure 5.24 Contour de Mach : a) avant l'optimisation b) après l'optimisation

Tableau 5.8 Coefficients aérodynamiques avant et après l'optimisation locale dans la zone corps-nacelle

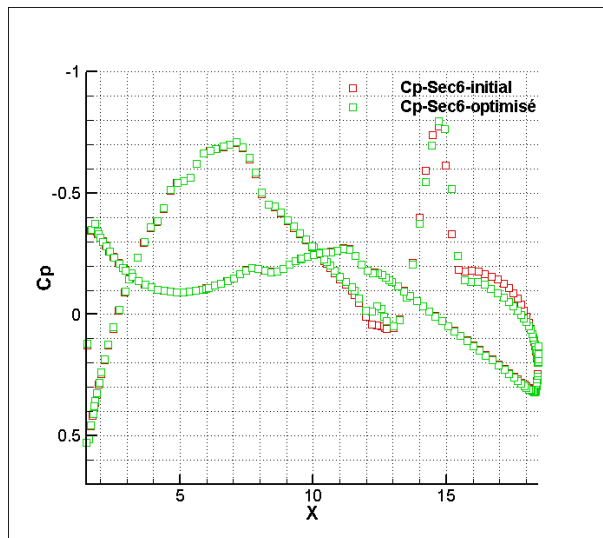
	Avant optimisation	Après optimisation	Différence
C_L	0.2556	0.2568	+0.5 %
$C_D \times 10^{-4}$	166.77	154.44	-7.4 %
$C_{D_{viscous}} \times 10^{-4}$	108.30	91.04	-15.9 %
$C_{D_{induced}} \times 10^{-4}$	28.24	30.02	+6.3 %
$C_{D_{wave}} \times 10^{-4}$	6.00	9.43	+57.2 %
$C_{D_{spurious}} \times 10^{-4}$	28.24	23.95	-14.8 %

Tableau 5.9 Coefficients aérodynamiques avant et après l'optimisation locale dans la zone corps-nacelle

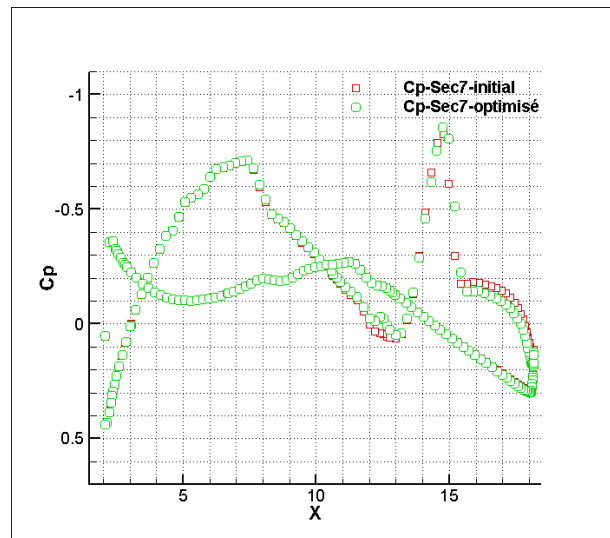
	Sans nac.	Nac.	Sans nac.+ nac.	Avec nac.(initial)	Avec nac.(optimisé)
C_L	0.2596	0.0000	0.2596	0.2556	0.2568
$C_D \times 10^{-4}$	121.22	8.90	130.12	166.77	154.44
$C_{D_{viscous}} \times 10^{-4}$	77.75	6.25	84.00	108.30	91.04
$C_{D_{induced}} \times 10^{-4}$	27.17	0.00	27.17	28.24	30.02
$C_{D_{wave}} \times 10^{-4}$	1.35	0.00	1.35	6.00	9.43
$C_{D_{spurious}} \times 10^{-4}$	14.95	2.65	17.6	24.22	23.95

Tableau 5.10 Coefficient de traînée d'interférence avant et après l'optimisation locale

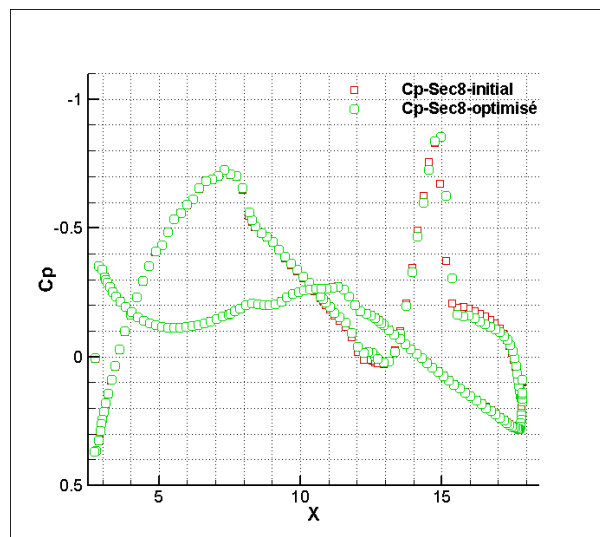
	Avant optimisation locale	Après optimisation locale	Différence
C_D	0.003665	0.002432	-33.6 %



(a)



(b)



(c)

Figure 5.25 C_P des profils locaux : a) 6^{ème} b) 7^{ème} c) 8^{ème}

CHAPITRE 6 CONCLUSION

6.1 Synthèse des travaux

Dans ce projet, nous avons procédé à plusieurs étapes d'optimisation en vue de réaliser le design aérodynamique d'un avion BWB de 200 passagers. Premièrement, nous avons réduit le coefficient de traînée sur la surface du corps principal sans la présence de la nacelle. Deuxièmement, nous avons ajouté la nacelle et refait le travail d'optimisation localement.

Pour le cas sans nacelle, nous avons d'abord réalisé trois optimisations 2D de trois profils principaux qui génèrent la géométrie 3D. Ceci nous a fourni une géométrie initiale pour une optimisation 3D.

Ensuite, nous avons réalisé une optimisation 3D afin de réduire la traînée sur le corps principal. Une décomposition de la traînée a aussi été faite pour comparer les cas avant et après l'optimisation. Ensuite, en ce qui concerne l'intégration moteur, nous avons ajouté la nacelle choisie à partir des informations provenant du design conceptuel. La première géométrie d'intégration a montré des fortes séparations dues au choc situé entre la nacelle et le corps. Afin d'éliminer cette séparation nous avons réalisé une optimisation 3D locale dans la zone corps-nacelle. Les résultats finaux nous montrent qu'en faisant une optimisation locale, la séparation a disparu et on peut obtenir une réduction convenable pour le coefficient de traînée.

6.2 Limitations de la solution proposée

Au niveau de la génération de la géométrie des profil, la méthode de paramétrisation de *Bézier* est utilisée. Dans celle-ci, le degré de la courbe créée est toujours dépendant du nombre de point de contrôle et on ne peut pas le contrôler. En choisissant d'autres méthodes comme les *NURBS*, on pourrait possiblement mieux contrôler la géométrie.

6.3 Améliorations futures

Dans cette étude, on a utilisé une nacelle vide, sans le système de propulsion. Dans ce cas, l'écoulement peut passer librement au travers de la nacelle. On pourrait dans le futur ajouter un système de propulsion et analyser l'effet de celui-ci sur l'intégration moteur.

L'effet du pylône n'a pas été étudié pendant ce projet. En ajoutant le pylône, le choc sera probablement moins fort dans la zone corps-nacelle. On pourrait aussi réaliser une optimisation sur le profil du pylône. De plus, nos résultats CFD dans cette zone nous ont montré que l'écoulement est vraiment sensible. Réaliser une optimisation sur la surface inférieure de la nacelle sera une autre option afin de faire disparaître la séparation de la couche limite.

Dans cette étude, on n'a pas considéré le facteur du coefficient du moment de tangage durant nos optimisations. On pourrait également l'ajouter dans le processus d'optimisation afin de s'assurer qu'il ne devienne pas trop négatif.

Au niveau de la contrainte de volume réservé au carburant, on a fixé la surface des profils de la brisure et de l'extrémité. Dans le futur, on ne pourra pas utiliser l'espace compris entre les deux longerons de l'aile (avant et arrière) en raison de la présence de nombreux systèmes et actuateurs. On pourrait aussi fixer le ratio t/c de chaque profil afin de contrôler la géométrie au bord de fuite.

Afin d'économiser le temps de calcul, on a réalisé les optimisations 3D en parallèle. On pourrait les faire simultanément pour tenir compte de l'impact d'un profil sur l'autre.

RÉFÉRENCES

- [1] S. Ammar. *Design conceptuel d'un avion "Blended Wing Body" de 200 passagers*. PhD thesis, École Polytechnique de Montréal, 2013.
- [2] J. Brezillon and M. Abu-Zurayk. Aerodynamic inverse design framework using discrete adjoint method. In *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VIII*, pages 489–496. Springer, 2013.
- [3] F. Catalano. The new closed circuit wind tunnel of the aircraft laboratory of university of são paulo. In *16th Brazilian Congress of Mechanical Engineering*, volume 6, pages 306–312, 2001.
- [4] I. B. Celik, U. Ghia, P. J. Roache, et al. Procedure for estimation and reporting of uncertainty due to discretization in {CFD} applications. *Journal of fluids {Engineering-Transactions} of the {ASME}*, 130(7), 2008.
- [5] Centaur. <http://www.centaursoft.com>.
- [6] H. Ceron-Muñoz and F. Catalano. Aerodynamic interference of power-plant system on a blended wing body. 2011.
- [7] J. R. Chambers. *Innovation in flight : research of the NASA Langley Research Center on revolutionary advanced concepts for aeronautics*. NASA History Division, 2005.
- [8] E. Cohen and R. F. Riesenfeld. General matrix representations for bézier and b-spline curves. *Computers in Industry*, 3(1) :9–15, 1982.
- [9] A. Da Ronch, K. Badcock, C. McFarlane, C. Beaverstock, J. Oppelstrup, M. Zhang, and A. Rizzi. Benchmarking ceasim software to predict flight control and flying qualities of the b-747. 2010.
- [10] D. Destarac. Far-field/near field drag balance and applications of drag extraction in cfd. *VKI Lecture Series*, pages 3–7, 2003.
- [11] P. Eliasson, J. B. Vos, A. Da Ronch, M. Zhang, and A. Rizzi. Virtual aircraft design of transcruiser—computing break points in pitch moment curve. In *28th Applied Aerodynamics Conference, AIAA-2010-4366, Chicago, Illinois*, 2010.
- [12] A. R. Forrest. Interactive interpolation and approximation by bezier polynomials. *Computer-aided design*, 22(9) :527–537, 1990.
- [13] M. Fujino. Aerodynamic and aeroelastic design of the experimental aircraft honda mh02. In *AIAA/FAA Joint Symposium on General Aviation Systems*, pages 435–459, 1994.

- [14] M. Fujino and Y. Kawamura. Wave-drag characteristics of an over-the-wing nacelle business-jet configuration. *Journal of Aircraft*, 40(6) :1177–1184, 2003.
- [15] M. Gariépy, B. Malouin, J.-Y. Trépanier, and É. Laurendeau. Far-field drag decomposition method applied to the dpw-5 test cases results. In *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2013.
- [16] T. Gerhold and J. Evans. Efficient computation of 3d-flows for complex configurations with the dlr-tau code using automatic adaptation. In *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics II*, pages 178–185. Springer, 1999.
- [17] J. Godard, H. Hoheisel, C. Rossow, and V. Schmitt. Investigation of interference effects for different engine position on a transport aircraft configuration. *OFFICE NATIONAL D ETUDES ET DE RECHERCHES AEROSPATIALES ONERA-PUBLICATIONS-TP*, 1996.
- [18] H. Hoheisel. Aerodynamic aspects of engine-aircraft integration of transport aircraft. *Aerospace science and technology*, 1(7) :475–487, 1997.
- [19] <http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/tutorial/spatconv.html>.
- [20] T. Ikeda. Aerodynamic analysis of a blended-wing-body aircraft configuration. *RMIT University Australia*, 2006.
- [21] A. Jamshid et al. A novel shape parameterization approach. 1999.
- [22] F. Johansson et al. mpmath : a Python library for arbitrary-precision floating-point arithmetic (version 0.18). 2010.
- [23] D. Jones, I. Fejtek, and D. Leblond. Coupling of a wing inverse design code to a transonic small disturbance flow solver. In *CASI 48th Annual Conference Proceedings*, 2001.
- [24] F. Kafyeke. Aircraft design : aerodynamic integration issues. *Proceedings of ECCOMAS 2004*, 2004.
- [25] F. Kafyeke, P. Piperni, and S. Robin. Application of ktran transonic small disturbance code to the challenger business jet configuration with winglets. Technical report, SAE Technical Paper, 1988.
- [26] V. LA. *L’optimisation des profils sur un avion à ailes et fuselage fusionnés*, École Polytechnique de Montréal, *Projet de Maîtrise en Ingénierie I*, Nov. 2013.
- [27] G. La Rocca, L. Krakkers, and M. J. van Tooren. Development of an icad generative model for blended wing body aircraft design. In *AIAA 2002 conference, USA, Sept 2002 AIAA 2002 5447*, 2002.
- [28] E. Laurendeau and J. Boudreau. Drag prediction using the euler/navier-stokes code fansc. Technical report, SAE Technical Paper, 2003.

- [29] E. Laurendeau, Z. Zhu, and F. Mokhtarian. Development of the fansc full aircraft navier-stokes code. In *Proceedings of the 46th Annual Conference of the Canadian Aeronautics and Space Institute, Montreal*, 1999.
- [30] R. Liebeck, M. Page, and B. Rawdon. Blended-wing-body subsonic commercial transport. *AIAA paper*, 438, 1998.
- [31] R. H. Liebeck. Design of the blended wing body subsonic transport. *Journal of aircraft*, 41(1) :10–25, 2004.
- [32] D. Lovell and J. Doherty. Aerodynamic design of aerofoils and wings using a constrained optimisation method. In *ICAS PROCEEDINGS*, volume 19, pages 14–14. AMERICAN INST OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, 1994.
- [33] Z. Lyu and J. Martins. Aerodynamic shape optimization of a blended-wing-body aircraft. In *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013.
- [34] A. J. Morris. Mob a european distributed multi-disciplinary design and optimisation project. In *Proceedings of the 9th AIAA/ISSMO Symposium on MDO*, 2002.
- [35] K. Nakahashi, Y. Ito, and F. Togashi. Some challenges of realistic flow simulations by unstructured grid cfd. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 43(6-7) :769–783, 2003.
- [36] S. Obayashi, S. Takahashi, and I. Fejtek. Transonic wing design by inverse optimization using moga. In *Sixth Annual Conference of the Computational Fluid Dynamics Society of Canada*. Citeseer, 1998.
- [37] C. Osterheld, W. Heinze, and P. Horst. Preliminary design of a blended wing body configuration using the design tool prado. *DGLR BERICHT*, (5) :119–128, 2001.
- [38] I. Pambagjo, K. Nakahashi, S. Obayashi, and K. Matsushima. Blended-wing-body airplane. 2001.
- [39] A. A. P. Plas. *Performance of a boundary layer ingesting propulsion system*. PhD thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2006.
- [40] M. A. Potsdam, M. A. Page, and R. H. Liebeck. Blended wing body analysis and design. In *15th AIAA applied aerodynamics conference*, 1997.
- [41] A. Puelles et al. Ceasim xml file definition, 2010.
- [42] N. Qin, A. Vavalle, A. Le Moigne, M. Laban, K. Hackett, and P. Weinerfelt. Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 40(6) :321–343, 2004.
- [43] D. F. Rogers. *An introduction to NURBS : with historical perspective*. Elsevier, 2000.

- [44] A. Ronzheimer, M. Hepperle, J. Brezillon, O. Brodersen, and J. Lieser. Aerodynamic optimal engine integration at the fuselage tail of a generic business jet configuration. In *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VIII*, pages 25–32. Springer, 2013.
- [45] T. H. Rowan. Functional stability analysis of numerical algorithms. 1990.
- [46] D. Sasaki and K. Nakahashi. Aerodynamic optimization of an over-the-wing-nacelle-mount configuration. *Modelling and Simulation in Engineering*, 2011 :11, 2011.
- [47] O. Scholz. *Une entrée d’air optimisée avec débit moteur ajusté sous la contrainte d’ingestion de couche limite*. PhD thesis, École Polytechnique de Montréal, 2012.
- [48] T. W. Sederberg and S. R. Parry. Free-form deformation of solid geometric models. In *ACM Siggraph Computer Graphics*, volume 20, pages 151–160. ACM, 1986.
- [49] H. Smith and A. Yarf-Abbasi. The mob blended body reference aircraft. Technical report, MOB Project Technical Report : MOB/4/CU/Treport/No4, 2001.
- [50] H. Sobieczky. Parametric airfoils and wings. In *Recent Development of Aerodynamic Design Methodologies*, pages 71–87. Springer, 1999.
- [51] Stout. *Stout Batwing Aircraft* www.celticowboy.com/WmBushnellStout.htm, 1917.
- [52] D. J. Strash and D. Tidd. Mgaero user’s manual. *Analytical Methods Inc., Redmond, WA*, 1994.
- [53] J. C. Vassberg, N. A. Harrison, D. L. Roman, and A. Jameson. A systematic study on the impact of dimensionality for a two-dimensional aerodynamic optimization model problem. In *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, HI*, 2011.
- [54] M. Weil Brenner. *Conception préliminaire et optimisation multidisciplinaire d’avion à fuselage intégré*. PhD thesis, École Polytechnique de Montréal, 2012.
- [55] P. Weinerfelt. 3d aerodynamic shape optimisation of the mob geometry using a gradient based optimisation method. *Progress Report Task*, 7.
- [56] P. Weinerfelt and O. Enoksson. *Aerodynamic shape optimisation and parallel computing applied to industrial problems*. Oxford, 2001.

ANNEXE A Graphes de la convergence et du Y_+

Les figures A.1 et A.2 nous montrent un exemple des graphes de la convergence des résidus et du Y_+ , pour un calcul CFD sur un BWB.

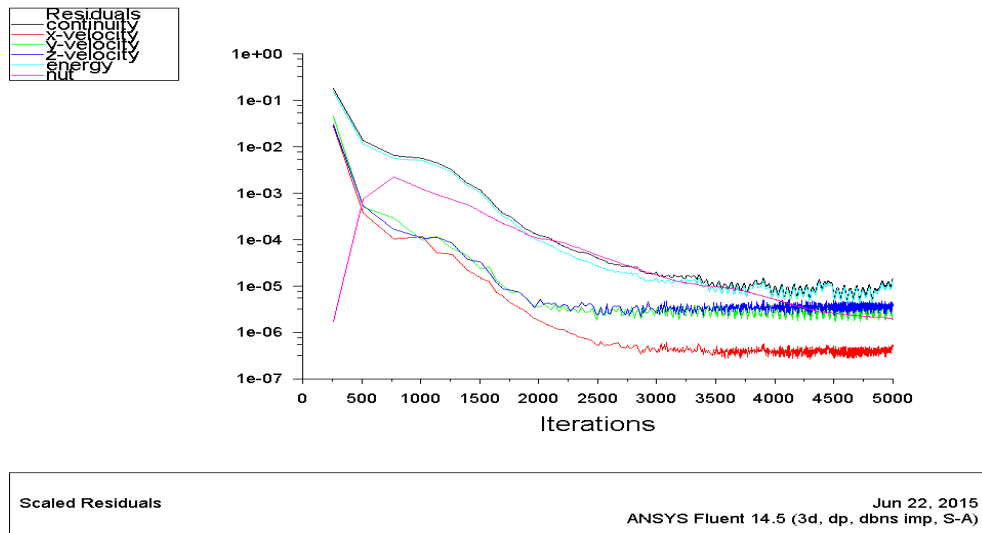


Figure A.1 Convergence des résidus

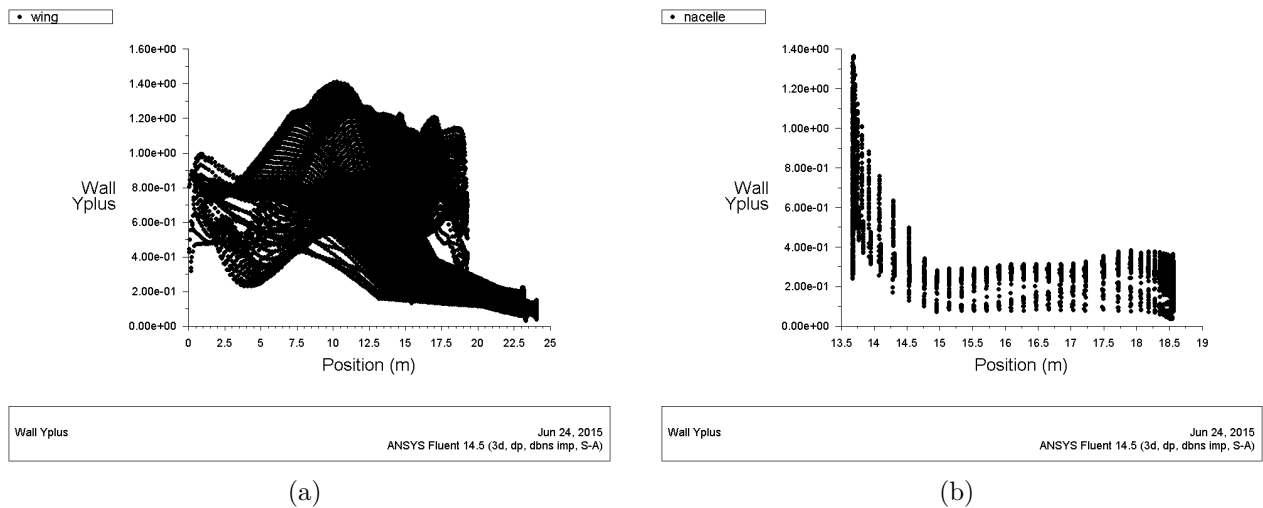


Figure A.2 Y_+ : a) Corps principal b) Nacelle

ANNEXE B Coordonnées des points de contrôle

Les tableaux suivants nous montrent les coordonnées des points de contrôle obtenus dans chaque étape d'optimisation.

Tableau B.1 Coordonnées des points de contrôle optimisés pour le NACA0012

Points	x/c	$\Delta Y_{Bézier}$
B_1	0	0
B_2	0.02	0.03356826663017273
B_3	0.05	0.05061561107635498
B_4	0.15	0.011824452877044672
B_5	0.25	-0.0600119198858738
B_6	0.4	0.028782150745391852
B_7	1	0

Tableau B.2 Coordonnées des points de contrôle optimisés en 2D

Root		Kink		Tip	
x/c	$\Delta y_{Bézier}$	x/c	$\Delta y_{Bézier}$	x/c	$\Delta y_{Bézier}$
0.00	0.00000	0.00	0.00000	0.00	0.00000
0.02	0.00117	0.05	0.01968	0.05	0.05671
0.05	0.00188	0.10	0.02140	0.10	-0.00077
0.15	0.00325	0.25	-0.03652	0.25	-0.02494
0.25	-0.00972	0.40	-0.02137	0.40	-0.01620
0.40	-0.00511	0.50	0.01204	0.50	0.01962
1.00	0.00000	1.00	0.00000	1.00	0.00000
0.60	-0.00245	0.65	-0.00390	0.65	-0.00744
0.45	0.00582	0.45	-0.02007	0.45	-0.01146
0.30	-0.00392	0.30	0.01206	0.30	0.02436
0.15	0.00185	0.15	0.00378	0.15	0.02579
0.05	0.00023	0.05	0.01681	0.05	0.00124

Tableau B.3 Coordonnées des points de contrôle optimisés en 3D sans moteur pour l'emplan-ture

x/c	$\Delta y_{Bézier}$
0.00	0.0000000
0.02	0.0105352
0.05	0.0041514
0.15	0.0100413
0.25	-0.0114893
0.40	-0.0083536
1.00	0.0000000
0.60	0.0090453
0.45	-0.001704
0.30	-0.004996
0.15	0.0002473
0.05	0.0003637

Tableau B.4 Coordonnées des points de contrôle optimisés en 3D sans moteur pour la brisure

x/c	$\Delta y_{Bézier}$
0.00	0.0000000
0.05	0.0059632
0.25	0.0151749
0.5	-0.0108502
1.00	0.0000000
0.65	0.0082339
0.30	0.0021895
0.05	-0.001618

Tableau B.5 Coordonnées des points de contrôle optimisés en 3D avec moteur dans la zone corps-nacelle

6ème		7ème		8ème	
x/c	$\Delta y_{Bézier}$	x/c	$\Delta y_{Bézier}$	x/c	$\Delta y_{Bézier}$
0.65	0.0000000	0.65	0.0000000	0.65	0.0000000
0.92	0.1382523	0.92	-0.0126628	0.92	0.2156404
0.95	-0.2499999	0.95	-0.1585038	0.95	-0.0230496
1.00	0.0000000	1.00	0.0000000	1.00	0.0000000

ANNEXE C Choix de la position de la nacelle

Afin de choisir la position de la nacelle, quatre positions sont choisies, tel qu'illustré à la figure 5.16 et on fait des calculs CFD afin d'obtenir une solution initiale. Les figures C.1 et C.2 illustrent les contours de Mach pour quatre positions choisies de la nacelle dans la zone corps-nacelle et sur le plan symétrie. Selon le tableau C.1, la traînée minimum est arrivée à la position P_2 et le choc est moins fort dans cette position. En raison des résultats obtenus, on utilisera la position P_2 pour réaliser l'optimisation locale.

Tableau C.1 Coefficients aérodynamiques pour quatre positions choisies de la nacelle

	P_1	P_2	P_3	P_4
C_L	0.3025	0.3014	0.3046	0.3024
C_D	0.018350	0.017852	0.019828	0.019127

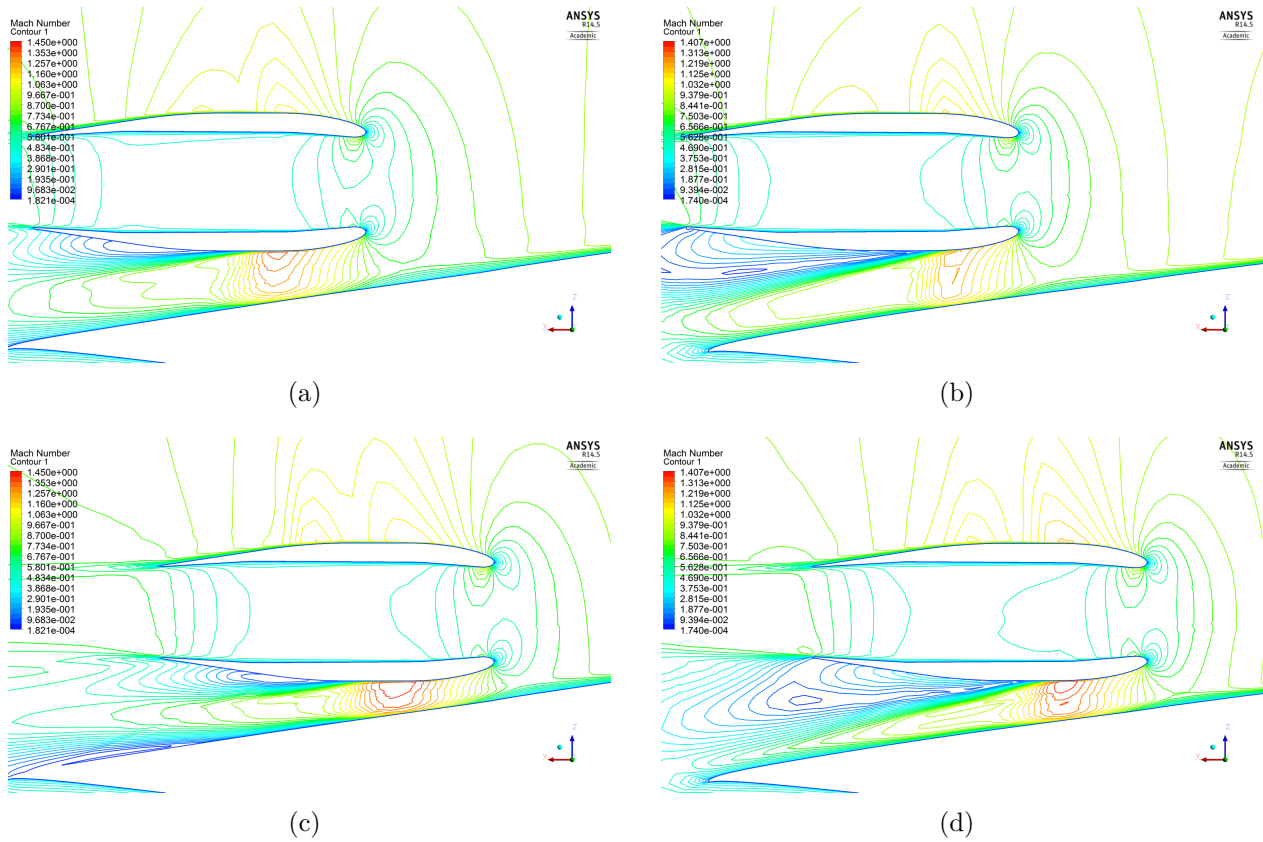


Figure C.1 Contour de Mach : a) P_1 b) P_2 c) P_3 d) P_4

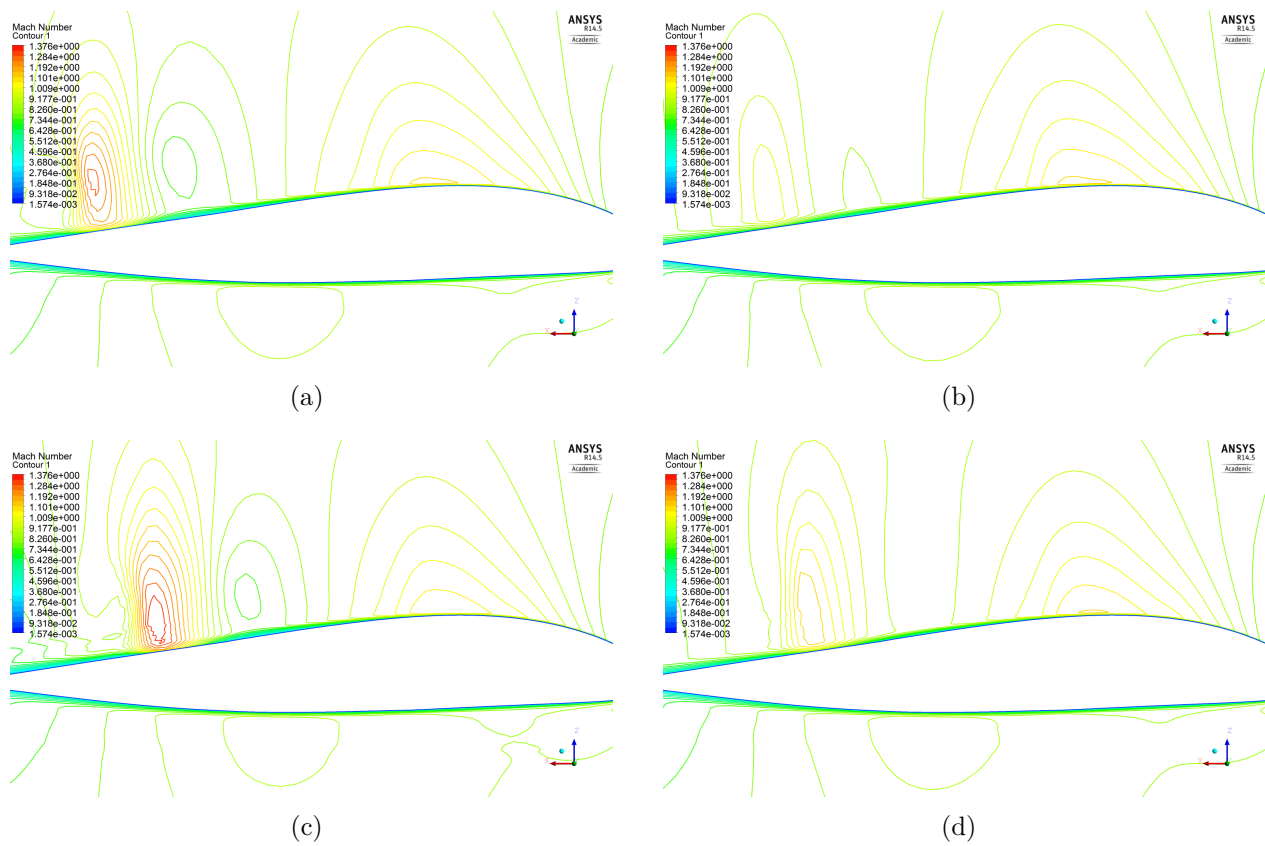


Figure C.2 Contour de Mach sur le plan symétrie : a) P_1 b) P_2 c) P_3 d) P_4

ANNEXE D Méthode Bézier

Définition de la méthode de *Bézier*

La méthode de *Bézier* est une méthode classique de paramétrisation. La force de cette méthode est d'utiliser des points de contrôle qui nous permettent de contrôler la courbe générée. Le concept de *Bézier* est basé sur la fonction de base de *Bernstein*. La courbe de *Bézier* est un cas particulier de la paramétrisation *NURBS* (*Non-Uniform Rational B-Spline*) qui est déterminé par le polygone de contrôle, illustré à la figure D.1. Les principaux éléments de la méthode de *Bézier* sont [43] :

- le degré du polynôme qui définit la courbe de *Bézier* est égal au nombre de point de contrôle moins un
- la courbe suit la forme du polygone de contrôle
- le premier et le dernier point de la courbe sont coïncidents avec le premier et le dernier point du polygone de contrôle
- le premier et le dernier segment du polygone de contrôle sont coïncidents avec les vecteurs tangents à la fin de la courbe.
- la courbe est contenue dans une enveloppe convexe du polygone de contrôle, comme montré à la figure D.1, par le polygone de contrôle et la ligne en pointillés

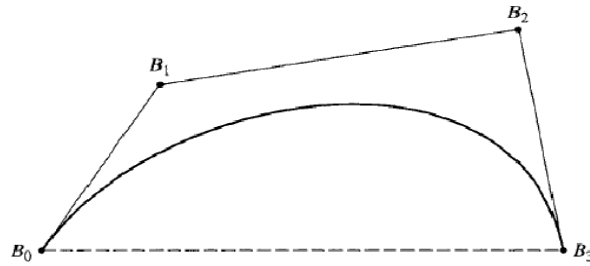


Figure D.1 Courbe de *Bézier* avec son polygone de contrôle [43]

Mathématiquement, la courbe paramétrique de *Bézier* est définie par :

$$P(t) = \sum_{i=0}^n B_i J_{n,i}(t) \quad 0 \leq t \leq 1 \quad (\text{D.1})$$

Où la fonction de base de *Bézier*, ou fonction du *Bernstein*, est donnée par :

$$J_{n,i}(t) = \binom{n}{i} t^i (1-t)^{n-i} \quad \text{avec} \quad 0^0 \equiv 1 \quad (\text{D.2})$$

$$\text{où} \quad \binom{n}{i} = \frac{n!}{i!(n-i)!} \quad \text{avec} \quad 0! \equiv 1 \quad (\text{D.3})$$

La matrice B_i présente les coordonnées des points de contrôle et est donnée par :

$$B_i = [x_i y_i] \quad (\text{D.4})$$

Notez que, n correspond au degré de la fonction de base de *Bernstein*, qui est égal au nombre de points de contrôle moins un. $J_{n,i}(t)$ est la $i^{\text{ème}}$ fonction de base de *Bernstein* pour le degré n . La figure D.2 illustre les fonctions de base pour les différentes valeurs de n . De plus, divers exemples de courbes de *Bézier* sont illustrés aux figures D.3 et D.4.

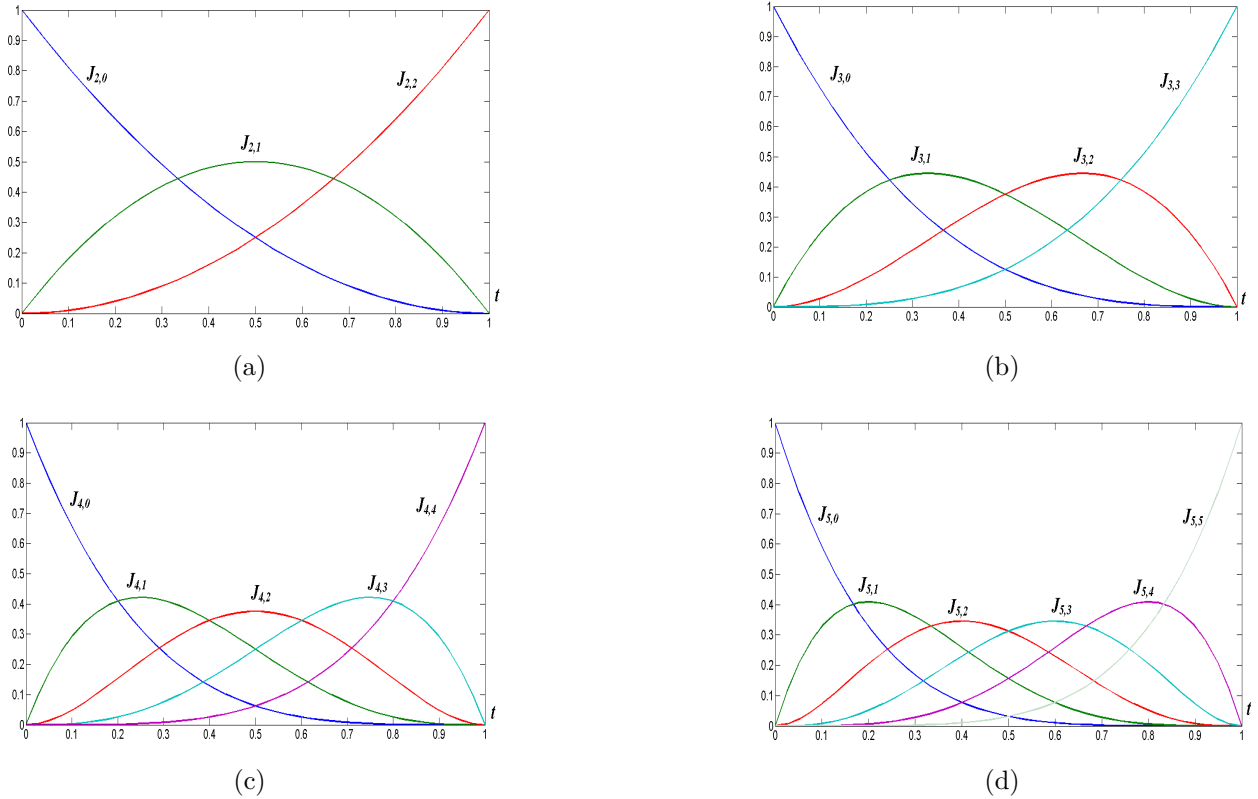


Figure D.2 Fonctions de base *Bézier/Bernstein* : a) $n=2$, b) $n=3$, c) $n=4$, d) $n=5$ [43]

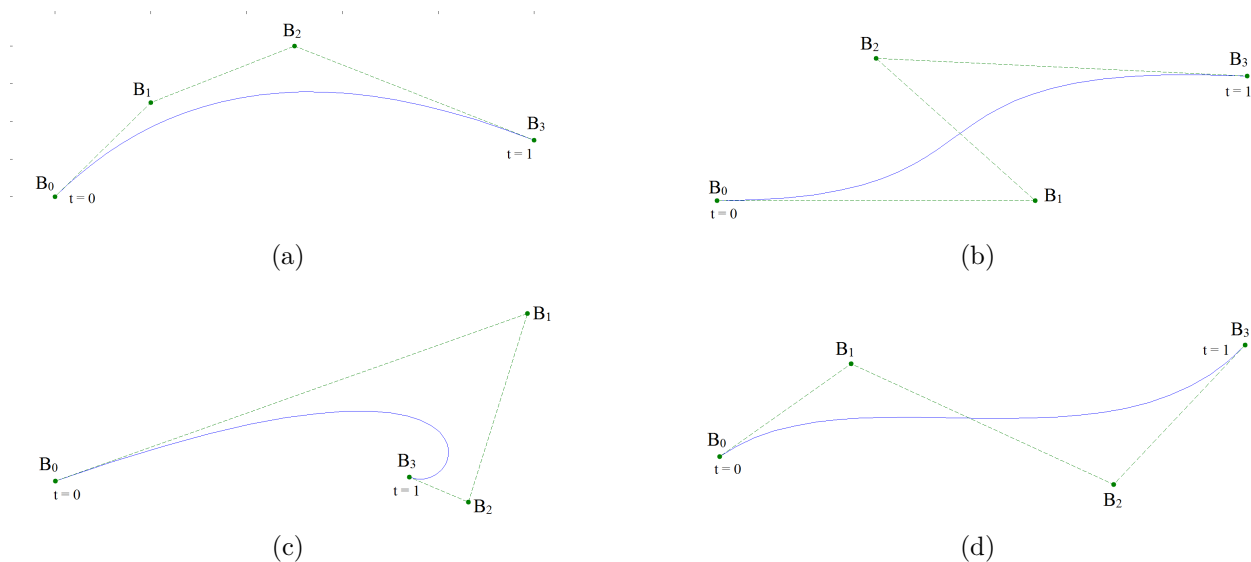


Figure D.3 Polygones de *Bézier* - Degré = 3 pour les positions différentes des points de contrôle

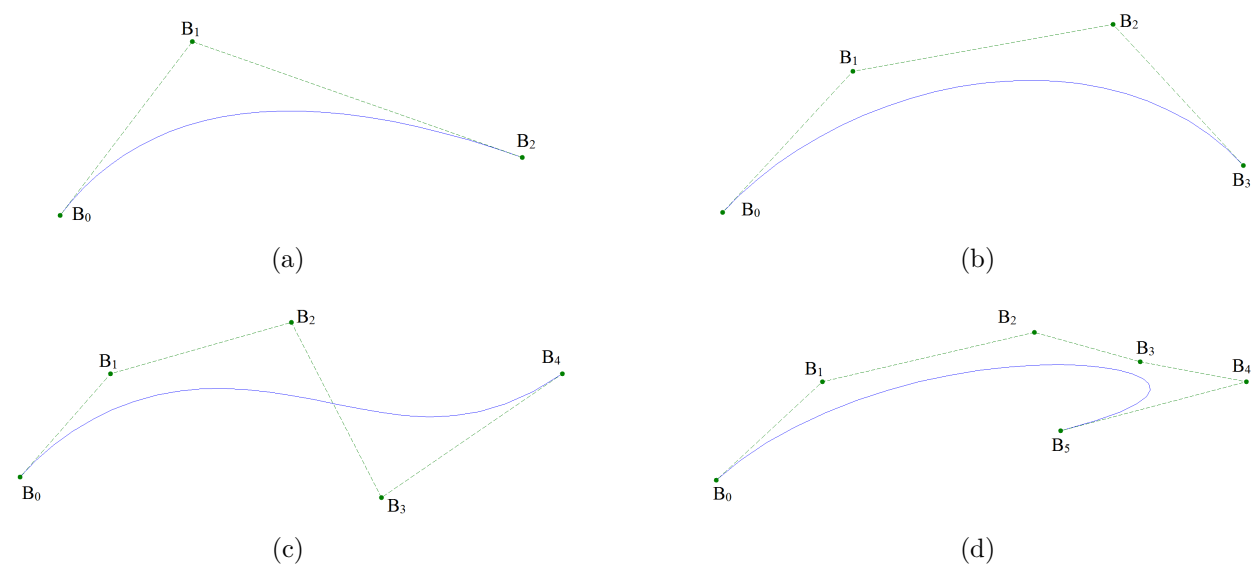


Figure D.4 Polygones de *Bézier* pour les degrés différents : a) Degré 2, b) Degré 3, c) Degré 4, d) Degré 5

Notez que pour chaque degré, les fonctions de base sont symétriques et que chaque fonction a le degré de son groupe. Par exemple, la famille des fonctions de base en degré 3 possède 4 fonctions de base de degré 3. La valeur maximale de chaque fonction de base qui se produit

à $t = i/n$, est calculée par l'équation D.5.

$$J_{n,i}(i/n) = (n/i) \frac{i^n (n-i)^{n-i}}{n^n} \quad (\text{D.5})$$

Par exemple, pour le degré $n = 3$, la valeur maximale pour $J_{3,1}$ et $J_{3,2}$ a lieu dans $\frac{1}{3}$ et $\frac{2}{3}$, avec les valeurs qui sont montrées à la figure D.2 :

$$J_{3,1}\left(\frac{1}{3}\right) = \frac{4}{9} \quad \text{and} \quad J_{3,2}\left(\frac{2}{3}\right) = \frac{4}{9} \quad (\text{D.6})$$

On peut aussi montrer que pour chaque valeur du paramètre t , l'addition des fonctions de base est égale à 1 précisément, qui est présentée par *Forrest* [12], comme :

$$\sum_{i=0}^n J_{n,i}(t) = 1 \quad (\text{D.7})$$

Forme matricielle de la courbe de *Bézier*

La forme matricielle de la courbe de *Bézier* est :

$$P(t) = [T][N][G] = [F][G] \quad (\text{D.8})$$

Où :

$$[F] = [J_{n,0} \ J_{n,1} \ \dots \ J_{n,n}] \quad (\text{D.9})$$

et

$$[G]^T = [B_0 \ B_1 \ \dots \ B_n] \quad (\text{D.10})$$

Sous cette forme matricielle, une courbe cubique de *Bézier* est représentée par :

$$P(t) = [T][N][G] = \begin{bmatrix} (1-t)^3 & 3t(1-t)^2 & 3t^2(1-t) & t^3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_0 \\ B_1 \\ B_2 \\ B_3 \end{bmatrix} \quad (\text{D.11})$$

L'équation D.11 peut être ré-écrite sous la forme suivante :

$$P(t) = \begin{bmatrix} t^3 & t^2 & t & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -1 & 3 & -3 & 1 \\ 3 & -6 & 3 & 0 \\ -3 & 3 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_0 \\ B_1 \\ B_2 \\ B_3 \end{bmatrix} \quad (\text{D.12})$$

Cohen et Reisenfeld [8] ont généralisé cette formulation de la manière suivante :

$$P(t) = [T][N][G] \quad (\text{D.13})$$

Où :

$$[T] = \begin{bmatrix} t^n & t^{n-1} & \dots & t & 1 \end{bmatrix}, \quad (\text{D.14})$$

$$[N] = \begin{bmatrix} \binom{n}{0} \binom{n}{n} (-1)^n & \binom{n}{1} \binom{n-1}{n-1} (-1)^{n-1} & \dots & \binom{n}{n} \binom{n-n}{n-n} (-1)^0 \\ \binom{n}{0} \binom{n}{n-1} (-1)^{n-1} & \binom{n}{1} \binom{n-1}{n-2} (-1)^{n-2} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \binom{n}{0} \binom{n}{1} (-1)^1 & \binom{n}{1} \binom{n-1}{0} (-1)^0 & \dots & 0 \\ \binom{n}{0} \binom{n}{0} (-1)^0 & 0 & \dots & 0 \end{bmatrix}, \quad (\text{D.15})$$

$$[G]^T = [B_0 \ B_1 \ \dots \ B_n] \quad (\text{D.16})$$

Les termes individuels dans la matrice $[N]$ sont donnés par :

$$(N_{i+1,j+1})_{i,j=0}^n = \begin{cases} \binom{n}{j} \binom{n-j}{n-i-j} (-1)^{n-i-j} & 0 \leq i+j \leq n \\ 0 & \text{autrement} \end{cases} \quad (\text{D.17})$$

L'équation D.15 peut alors être décomposée dans la forme pratique suivante :

$$[N] = [C][D] \quad (\text{D.18})$$

Où :

$$[C] = \begin{bmatrix} \binom{n}{n}(-1)^n & \binom{n}{1}\binom{n-1}{n-1}(-1)^{n-1} & \dots & \binom{n}{n}\binom{n-n}{n-n}(-1)^0 \\ \binom{n}{n-1}(-1)^{n-1} & \binom{n}{1}\binom{n-1}{n-2}(-1)^{n-2} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \binom{n}{1}(-1)^1 & \binom{n}{1}\binom{n-1}{0}(-1)^0 & \dots & 0 \\ \binom{n}{0}(-1)^0 & 0 & \dots & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{D.19})$$

et

$$[D] = \begin{bmatrix} \binom{n}{0} & \dots & \dots & 0 \\ \vdots & \binom{n}{1} & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & \dots & \binom{n}{n} \end{bmatrix} \quad (\text{D.20})$$

L'équation D.18 est plus pratique pour une valeur arbitraire de n . Notez que, pour la matrice $[N]$, et pour chaque valeur arbitraire de n , on a :

1. La matrice $[N]$ est symétrique
2. Le coin inférieur droit triangulaire est rempli de zéros

ANNEXE E Étude de convergence de maillage

Taille de maillage et facteur de raffinement

La première étape est de définir la taille de maillage, h . Celle-ci est définie par l'équation E.1.

$$h = [\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta V_i]^{1/3} \quad (\text{E.1})$$

où N et ΔV_i représentent respectivement le nombre d'éléments et leur volume. Ensuite on définit le facteur de raffinement du maillage, r , comme :

$$r = \frac{h_{grossier}}{h_{raffiné}} \quad (\text{E.2})$$

En général, il est préférable que le ratio de raffinement soit supérieur à 1.3 [4].

Variables

Ensuite, il est nécessaire de définir une variable, nommé φ , qui est importante dans notre étude de maillage. Nous avons choisi le coefficient de traînée comme variable. Finalement, on fait trois calculs *CFD* sur trois maillages différents, numérotés 1 à 3 du plus fin au plus grossier.

Ordre de convergence

Dans cette étape, on peut calculer l'ordre de convergence, p , grâce aux équations ci-dessous :

$$p = \frac{1}{\ln(r_{21})} \left| \ln \left| \frac{\varepsilon_{32}}{\varepsilon_{21}} \right| + q(p) \right| \quad (\text{E.3})$$

$$q(p) = \ln \left(\frac{r_{21}^p - s}{r_{32}^p - s} \right) \quad (\text{E.4})$$

$$s = 1 * \text{sgn}(\varepsilon_{32}/\varepsilon_{21}) \quad (\text{E.5})$$

où :

$$\varepsilon_{32} = \varphi_3 - \varphi_2, \quad \varepsilon_{21} = \varphi_2 - \varphi_1 \quad (\text{E.6})$$

Pour obtenir p , on résout les équations ci-dessus en utilisant l'estimation initiale : $p = \frac{1}{\ln(r_{21})} \left| \ln \left| \frac{\varepsilon_{32}}{\varepsilon_{21}} \right| \right|$. Après quelques itérations, le résidu a convergé et l'ordre de convergence est obtenu [4].

Valeur extrapolée

Afin de calculer la valeur extrapolée de notre variable, C_D , pour le maillage raffiné à l'infini, on utilise l'équation E.7 :

$$\varphi_{ext}^{21} = \frac{(r_{21}^p \varphi_1)}{r_{21}^p - 1} \quad (\text{E.7})$$

φ_{ext}^{32} est obtenu de la même façon.

Erreur relative approximée (e_a) et extrapolée (e_{ext})

Dans le but de choisir le maillage convenable (suffisamment fin vis-à-vis du problème considéré), il est nécessaire d'obtenir une approximation de l'erreur. À l'aide des équations E.8 et E.9, on peut calculer les erreurs relative approximée, e_a , et extrapolée, e_{ext} .

$$e_a^{21} = \left| \frac{\varphi_1 - \varphi_2}{\varphi_1} \right| \quad (\text{E.8})$$

$$e_{ext}^{21} = \left| \frac{\varphi_{ext}^{21} - \varphi_1}{\varphi_{ext}^{21}} \right| \quad (\text{E.9})$$

e_a^{32} et e_{ext}^{32} sont obtenues de la même façon.

Facteur GCI

La méthode d'extrapolation de *Richardson* [4, 19] nous propose le facteur *GCI* afin d'estimer la précision de la solution sur le maillage choisi. C'est une mesure qui donne le pourcentage de différence entre les valeurs obtenues et la valeur extrapolée. Le GCI est obtenu à l'aide de l'équation E.10. Une petite valeur de *GCI* signifie que le résultat est dans la plage de la valeur asymptotique.

$$GCI_{fine}^{21} = \frac{1.25e_a^{21}}{r_{21}^p - 1} \quad (\text{E.10})$$

Les tableaux E.1 et E.2 nous montre les paramètres et les résultats de la méthode *Richardson* appliqué à un calcul typique de BWB. La différence entre la valeur extrapolée, φ_{ext}^{32} , et la valeur φ_2 est environ de deux points de trainée. Selon cette valeur et les résultats obtenus au tableau E.2, le maillage M_2 est assez fin pour notre calcul *CFD*. La figure E.1 illustre la convergence du maillage.

Tableau E.1 Paramètres de la méthode de *Richardson*

M_3	1,033,883
M_2	2,502,124
M_1	5,107,408
r_{32}	1.34
r_{21}	1.27
φ_3	0.0146207
φ_2	0.013
φ_1	0.01281

Tableau E.2 Résultats de la méthode de *Richardson*

φ_{ext}^{32}	0.01277
GCI_{fine}^{32}	0.4%

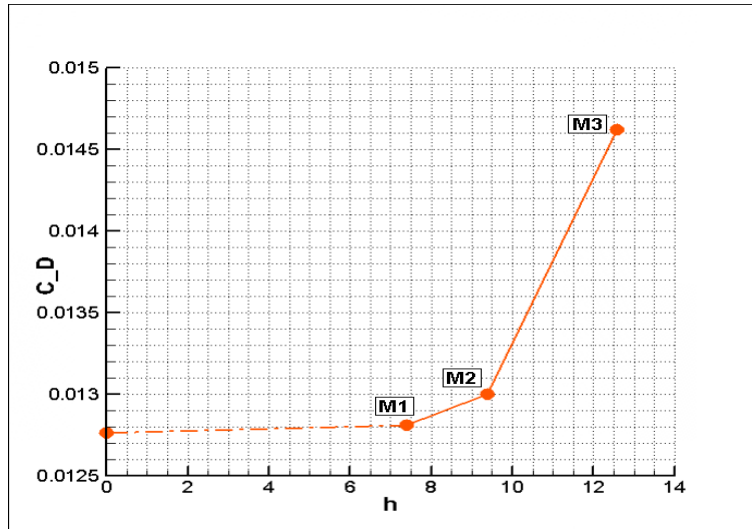


Figure E.1 Convergence du maillage

ANNEXE F Méthode de Décomposition du Farfield

Grâce à la méthode de décomposition Farfield, développée par Benoit MALOUIN [15] on peut identifier les sources de la traînée, soit :

- Traînée visqueuse (viscous drag)
- Traînée d'onde (wave drag)
- Traînée d'induite (induced drag)
- Traînée de *spurious* (spurious drag)

Les trois premières appartiennent au domaine physique et la dernière au domaine numérique. $D_{visqueuse}$ est une traînée associée à la couche limite (forces de frottement de l'air sur l'aile) et augmente avec la surface mouillée. D_{onde} est une traînée d'onde et augmente avec la vitesse et l'angle d'attaque. La troisième traînée est celle induite, résultante de la création de portance (tourbillons en bout d'aile). $D_{induite}$ augmente avec le coefficient de portance et l'angle d'attaque. La dernière traînée provient de la dissipation artificielle ajoutée par les logiciels CFD pour améliorer la convergence. Elle augmente avec la vitesse et diminue avec le raffinement du maillage et elle permet d'obtenir le C_D net en retirant les erreurs numériques [15].